

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **DIPLOMSKI RAD**

**Damjan Dorocić**

Zagreb, 2015.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **DIPLOMSKI RAD**

Mentor:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Student:

Damjan Dorocić

Zagreb, 2015.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći stečena znanja tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se svom mentoru prof. dr. sc. Ivici Smojveru i asistentu dr. sc. Darku Ivančeviću na pomoći prilikom izrade rada, svojim roditeljima Andreji i Zlatku, djevojci Sofiji, kolegama i prijateljima, te svima koji su mi bili podrška tijekom cijelog studija.

Damjan Dorocić



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
**FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE**  
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite  
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

## DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Damjan Dorocić** Mat. br.: **0035172695**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Konceptualni projekt solarne bespilotne letjelice beskonačnog trajanja leta**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Conceptual Design of the Solar Unmanned Vehicle with Unlimited Endurance**

Opis zadatka:  
Za malu bespilotnu letjelicu (maksimalnog korisnog tereta 3 kg) izvršiti:

1. pregled i procjenu performansi sustava i opreme nužnih za primjenu ovakve letjelice
2. analizu pogodnih solarnih panela i odgovarajućih baterija
3. procjenu veličine potrebnih solarnih panela kao i mogućnosti funkcioniranja kao konstruktivni elementi letjelice
4. procjenu mogućnosti izrade letjelice neograničenog trajanja leta uzevši u obzir područje primjene (energija zračenja Sunca za geografsku širinu Hrvatske)
5. optimiranje visine leta obzirom na zahtjeve opreme i trajanja leta
6. konceptualno dimenzioniranje takve letjelice obzirom na konstruktivne i upotrebne zahtjeve

Pretpostaviti da je letjelica izrađena od materijala ugljik/epoksi gdje god je to konstruktivno moguće te aluminijske legure u ostalim konstruktivnim elementima letjelice. U analizi svih segmenata projekta, u obzir uzeti i cijenu pojedinih elemenata.

U radu navesti korištenu literaturu, računalne programe te eventualnu dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

7. svibnja 2015.

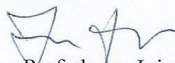
Rok predaje rada:

9. srpnja 2015.


Predviđeni datumi obrane:

15., 16. i 17. srpnja 2015.

Zadatak zadao:

  
Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Predsjednik Povjerenstva:

  
Prof. dr. sc. Ivica Smojver

## Sadržaj

Popis slika .....	IV
Popis tablica .....	VI
Popis oznaka i mjernih jedinica fizikalnih veličina .....	VII
Sažetak .....	IX
Summary .....	X
1. Uvod.....	1
2. Osnovni zahtjevi .....	3
3. Pregled i procjena performansi sustava i opreme .....	5
3.1. Fotonaponske ćelije .....	5
3.2. Baterije .....	7
3.3. Inercijska mjerna jedinica .....	10
3.4. Globalni pozicijski sustav .....	11
3.5. Mjerači brzine i visine leta.....	12
3.6. RC prijamnik.....	14
3.7. Autopilot .....	15
4. Konceptualni projekt letjelice na solarni pogon .....	16
4.1. Prva iteracija proračuna .....	16
4.2. Druga iteracija proračuna.....	24
4.3. Treća iteracija proračuna.....	32
4.4. Konstrukcija trupa.....	36
4.5. Konstrukcija repa .....	36
4.6. Konačna konfiguracija .....	38
4.6.1. Azur Space S32 fotonaponske ćelije .....	38
4.6.2. Panasonic NCR18650B baterije .....	39
4.6.3. Procjena mase .....	40

4.6.4. Analiza aerodinamike krila .....	41
4.6.5. Analiza repa .....	42
4.6.6. Konstrukcija letjelice .....	44
4.6.7. Energetski proračun .....	46
5. Optimiranje visine leta .....	47
Zaključak.....	52
Literatura.....	54

## Popis slika

<b>Slika 1:</b> Princip rada zrakoplova na solarni pogon [2] .....	3
<b>Slika 2:</b> Način spajanja fotonaponskih ćelija [4] .....	5
<b>Slika 3:</b> Princip rada strujnog kruga čiji je izvor fotonaponska ćelija [5] .....	7
<b>Slika 4:</b> Princip rada litij ionskih baterija – punjenje i pražnjenje [12] .....	9
<b>Slika 5:</b> Inercijska mjerna jedinica (IMU) [13] .....	10
<b>Slika 6:</b> Shema osnovnih dijelova odabrane inercijske mjerne jedinice 3DM-GX3 [15] .....	11
<b>Slika 7:</b> Korisnički segment GPS-a korišten na solarnoj letjelici s dimenzijama u [mm] [17] .....	12
<b>Slika 8:</b> Oprema za mjerenje brzine malih bespilotnih letjelica [19] .....	12
<b>Slika 9:</b> Pitotova cijev [20] .....	13
<b>Slika 10:</b> Senzor za mjerenje visine leta [22] .....	14
<b>Slika 11:</b> RC prijemnik korišten na solarnoj letjelici [25] .....	14
<b>Slika 12:</b> Autopilot MP1028[27] .....	15
<b>Slika 13:</b> Dijagram ovisnosti $C_L$ - $\alpha$ aeroprofila krila korištenog na letjelici <i>Sky-sailor</i> .....	20
<b>Slika 14:</b> Dijagram ovisnosti $C_D$ - $\alpha$ aeroprofila krila korištenog na letjelici <i>Sky-sailor</i> .....	20
<b>Slika 15:</b> Dijagram ovisnosti $C_L$ - $C_D$ aeroprofila krila korištenog na letjelici <i>Sky-sailor</i> .....	21
<b>Slika 16:</b> Dijagram ovisnosti Sunčevog zračenja o dijelu dana [30] .....	23
<b>Slika 17:</b> Dijagram ovisnosti mase konstrukcije i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila	25
<b>Slika 18:</b> Dijagram ovisnosti $C_L$ - $\alpha$ aeroprofila SD7032 .....	28
<b>Slika 19:</b> Dijagram ovisnosti $C_D$ – $\alpha$ aeroprofila SD7032 .....	29
<b>Slika 20:</b> Dijagram ovisnosti $C_L$ – $C_D$ aeroprofila SD7032.....	29
<b>Slika 21:</b> Fotonaponska ćelija Azur Space S32 s dimenzijama u [mm] [28] .....	38
<b>Slika 23:</b> Shema postavljanja baterija s ciljem uštede prostora [41] .....	39
<b>Slika 22:</b> Panasonic NCR18650B baterije [32] .....	39
<b>Slika 24:</b> Aeroprofil SD7032 .....	41
<b>Slika 25:</b> Krilo aeroprofila SD7032.....	41

<b>Slika 26:</b> Aeroprofil NACA0008.....	42
<b>Slika 27:</b> V-rep aeroprofila NACA0008.....	42
<b>Slika 28:</b> Konceptualni prikaz konstrukcije zrakoplova iz četiri pogleda .....	44
<b>Slika 29:</b> Ovisnost stvarne brzine leta o visini leta.....	49
<b>Slika 30:</b> Ovisnost snage potrebne za horizontalan let o visini leta .....	49
<b>Slika 31:</b> Ovisnost potrošene električne energije o visini leta s prikazanim maksimalnim dobivenim energijama za područja Zagreba, Dubrovnika i Hrvatske .....	50
<b>Slika 32:</b> Ovisnost potrošene električne energije o visini leta s prikazanim dobivenim energijama za područja Zagreba, Dubrovnika i Hrvatske .....	51



## Popis tablica

<b>Tablica 1:</b> Specifikacije litij ion polimernih baterija [10].....	9
<b>Tablica 2:</b> Kvaliteta punjenja litij ion polimernih baterija u ovisnosti o temperaturi [10] .....	9
<b>Tablica 3:</b> Odabrani aeroprofil prve iteracije i početne pretpostavke veličine krila.....	16
<b>Tablica 4:</b> Procjena mase konstrukcije laganih letjelica [2] .....	17
<b>Tablica 5:</b> Ovisnost promjene raspona krila o masi konstrukcije i površini fotonaponskih ćelija.....	25
<b>Tablica 6:</b> Odabrani aeroprofil druge iteracije i početne ..... pretpostavke veličine krila .....	26 26
<b>Tablica 7:</b> Osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe [35-38].....	33
<b>Tablica 8:</b> Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i dobivena energija za ..... područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske u trećoj iteraciji [44] .....	35 35
<b>Tablica 9:</b> Tehničke specifikacije <i>Azur Space S32</i> fotonaponskih ćelija [28].....	38
<b>Tablica 10:</b> Tehničke specifikacije Panasonic NCR18650B baterija [32] .....	39
<b>Tablica 11:</b> Popis svih uređaja i njihovih masa .....	40
<b>Tablica 12:</b> Popis iznosa svih parametara u konačnoj konfiguraciji zrakoplova na solarni pogon.....	45
<b>Tablica 13:</b> Vrijednosti prosječnog sunčevog zračenja i dobivena energija za područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske konačne konfiguracije zrakoplova.....	46
<b>Tablica 14:</b> Iznosi parametara koji se ne mijenjaju s porastom visine .....	47
<b>Tablica 15:</b> Ovisnost visine leta o vrijednostima snage potrebne za horizontalan let i potrošene električne energije .....	48
<b>Tablica 16:</b> Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i maksimalna dobivena energija za područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske .....	48

## Popis oznaka i mjernih jedinica fizikalnih veličina

Oznaka	Jedinica	Opis
$AR$	-	aspektni odnos krila
$A_{sc}$	$m^2$	površina fotonaponskih ćelija
$b$	m	raspon krila
$b_T$	m	raspon V-repa
$C_L$	-	koeficijent uzgona
$C_{Lmax}$	-	maksimalni koeficijent uzgona
$C_D$	-	koeficijent otpora
$C_{Dafl}$	-	koeficijent otpora aeroprofila krila
$C_{Dind}$	-	inducirani koeficijent otpora
$C_{Dpar}$	-	parazitski koeficijent otpora
$c$	m	tetiva aeroprofila krila
$c_T$	m	tetiva aeroprofila repa
$E$	$W/m^2$	intenzitet zračenja Sunčeve svjetlosti
$E_{electot, dobivena}$	Wh	ukupna dobivena električna energija
$E_{electot, potrošena}$	Wh	ukupna potrošena električna energija
$e$	-	Oswaldov koeficijent
$F_L$	m	duljina trupa
$I_{max}$	$W/m^2$	maksimalni intenzitet Sunčevog zračenja
$P_{level}$	W	snaga za horizontalni let
$P_{electot}$	W	ukupna potrošena snaga
$P_{av}$	W	potrošnja avionike
$P_{pld}$	W	potrošnja tereta (kamere)
$p$	Pa	tlak
$Re$	-	Reynoldsov broj
$S_{ref}$	$m^2$	površina krila
$S_T$	$m^2$	površina repa
$T$	K	temperatura
$T_{day}$	h	vrijeme trajanja osvjetljenog dijela dana
$V_{CRS}$	m/s	brzina krstarenja
$V_{stall}$	m/s	brzina sloma uzgona

$V_{TO}$	m/s	brzina polijetanja
$\alpha_{TD}$	°	dihedral V-repa
$\eta_{bec}$	-	učinkovitost elektroničkih pretvarača
$\eta_{cbr}$	-	učinkovitost zakrivljenih fotonaponskih ćelija
$\eta_{chrg}$	-	učinkovitost punjenja baterija
$\eta_{ctrl}$	-	učinkovitost upravljačke pločice
$\eta_{dschrg}$	-	učinkovitost pražnjenja baterija
$\eta_{grb}$	-	učinkovitost reduktora
$\eta_{mot}$	-	učinkovitost motora
$\eta_{mppt}$	-	učinkovitost MPPT-a
$\eta_{plr}$	-	učinkovitost propelera
$\mu$	[kg/ms]	dinamička viskoznost
$\nu$	[m <sup>2</sup> /s]	kinematička viskoznost

## Sažetak

U uvodnom dijelu Diplomskog rada izvršen je pregled i opisan rad fotonaponskih ćelija, baterija i elektroničkih uređaja potrebnih za let zrakoplova prema unaprijed zadanim zahtjevima. S obzirom da se radi o maloj bespilotnoj letjelici, odabrani su uređaji što manje mase i potrošnje električne energije.

Drugi dio rada sastoji se od niza iteracija u kojima su parametri od početnih pretpostavki konvergirali prema konačnoj konfiguraciji rješavanjem uočenih nedostataka. Najkompleksniji dio projekta je procjena mogućnosti konstruiranja letjelice na solarni pogon neograničenog trajanja leta uzimajući u obzir geografsko područje Republike Hrvatske. Osim ravnoteže između težine zrakoplova i ostvarenog uzgona, provedena je i analiza potrošene električne energije za rad pogonskog sustava i elektroničkih uređaja, te dobivene energije od Sunca pomoću fotonaponskih ćelija. Za ostvarivanje zahtjeva beskonačnog trajanja leta odabrana je konstrukcija s dovoljnim brojem fotonaponskih ćelija i baterija tako da je dobivena energija od Sunca veća od ukupno potrošene energije za let zrakoplova, te su dimenzionirani osnovni konstruktivni elementi zrakoplova. Takav zrakoplov mogao bi letjeti i po danu i po noći bez slijetanja. U radu je korišten program XFLR5 za aerodinamičku analizu krila i konstruiranje krila, trupa i repa, te konceptualne konfiguracije cijelog zrakoplova.

U posljednjem dijelu rada provedena je optimizacija visine leta u ovisnosti o zahtjevima odabrane opreme i trajanja leta, a dobiveni rezultati obrađeni su u programskom paketu Microsoft Excel.

Ključne riječi:    bespilotna letjelica  
                          beskonačno trajanje leta  
                          fotonaponske ćelije  
                          baterije  
                          solarna energija  
                          letjelica na solarni pogon

## **Summary**

In the introductory part of the Master degree thesis the work of photovoltaic cells, batteries and electronic devices needed to fly the aircraft at the predetermined requirements were reviewed and described. Since it is a small, unmanned aerial vehicle, devices with lower mass and power consumption are selected.

The second part consists of series of iterations in which the parameters of the initial assumptions converged towards the final configuration by resolving identified deficiencies. The most complex part of the project was to assess the possibilities for designing a solar-powered aircraft with unlimited endurance taking into account the geographic area of the Republic of Croatia. In addition to the balance between the weight and lift of the aircraft, an analysis of power consumed to operate the propulsion system and electronic devices, and the energy obtained from the sun using photovoltaic cells, was carried out. To fulfill the requirements of the unlimited endurance, the design with a sufficient number of photovoltaic cells and batteries was selected so that the amount of energy received from the sun is greater than the total energy consumed to fly the aircraft. Additionally the basic structural elements of the aircraft were dimensioned. Such aircraft could fly both day and night without landing. In the thesis, XFLR5 programme for aerodynamic analysis and design of wings, fuselage, tail and conceptual configuration of the entire aircraft was used.

In the last part optimization of altitude depending on the requirements of the selected equipment and flight duration was carried out, and the results were processed in the software package Microsoft Excel.

Key words:       unmanned aerial vehicle  
                      unlimited endurance  
                      photovoltaic cells  
                      batteries  
                      solar energy  
                      solar powered aircraft

## 1. Uvod

Bespilotne letjelice na solarni pogon upotrebljavaju se sve češće zbog male mase, male potrošnje energije i ekološke prihvatljivosti zahvaljujući upotrebi obnovljivog izvora energije, te se lako programiraju za određenu namjenu. Pomoću njih je moguće obavljati zadatke koje ne mogu obavljati ljudi ili su takvi zadaci za ljude vrlo opasni. Isto tako služe i za nadzor teško dostupnih područja, prirode, granica, migracija životinja, požarišta, prometa, objekata, ljudi i industrijskih postrojenja. Vrlo su korisne i u borbi protiv kriminalnih radnji poput krijumčara i terorista, a sve češće se koriste i kao pokretni primopredajnici.

Letjelica na solarni pogon sastoji se od istih konstruktivnih elemenata kao i konvencionalni zrakoplov, odnosno ima krila koja stvaraju uzgon da bi zrakoplov mogao letjeti, trup za smještaj svih elektroničkih uređaja i pogona, te rep za stabilizaciju. Raspon krila u odnosu na veličinu trupa vrlo je velik u usporedbi s konvencionalnim zrakoplovima na fosilna goriva. Razlog tome je potreba za smještajem dovoljnog broja fotonaponskih ćelija na krila. Iako tehnologija brzo napreduje, potreban je velik broj ćelija zbog njihove još uvijek niske učinkovitosti. Ako je zahtjev letjelice na solarni pogon i noćni let, potreban je smještaj i određene količine baterija čime se masa povećava.

Aerodinamika bespilotne letjelice na solarni pogon nije drugačija od velikih putničkih zrakoplova. Za vrijeme horizontalnog leta određenom brzinom, stvaraju se dva para aerodinamičkih sila. Uzgon je sila koja jednaka po iznosu, ali suprotnog smjera od težine i uzrokuje ostanak letjelice u zraku. Drugi par međusobno povezanih sila uključuje potisak koji mora savladati ukupan otpor letjelice [1].

Fotonaponski paneli sastoje se od međusobno paralelno i serijski povezanih fotonaponskih ćelija i pokrivaju određenu površinu krila, ali i trupa i repa letjelice. Za vrijeme dana, ovisno o Sunčevom zračenju, fotonaponski paneli pretvaraju solarnu energiju u električnu. Poseban konverter koji se naziva MPPT (eng. *Maximum Power Point Tracker*) koristi se radi osiguravanja maksimalnog rada panela. Dobivena električna energija koristi se za opskrbu pogona zrakoplova, te za rad svih elektroničkih uređaja, ali i za punjenje baterija koje će davati električnu energiju tijekom leta sa smanjenim ili nikakvim Sunčevim zračenjem. Ujutro, kada fotonaponske ćelije ponovno počinju pretvarati solarnu energiju u električnu, te napajati pogon, sustave i baterije, započinje novi ciklus [2].

Projektiranje ove letjelice bazirano je na dvije međusobno povezane ravnoteže. Ravnoteža težine podrazumijeva da sila uzgona mora biti jednaka ukupnoj težini letjelice. Ravnoteža energije podrazumijeva da energija prikupljena pomoću fotonaponskih panela tijekom dana mora biti jednaka ili veća od električne energije potrebne za let zrakoplova [2].

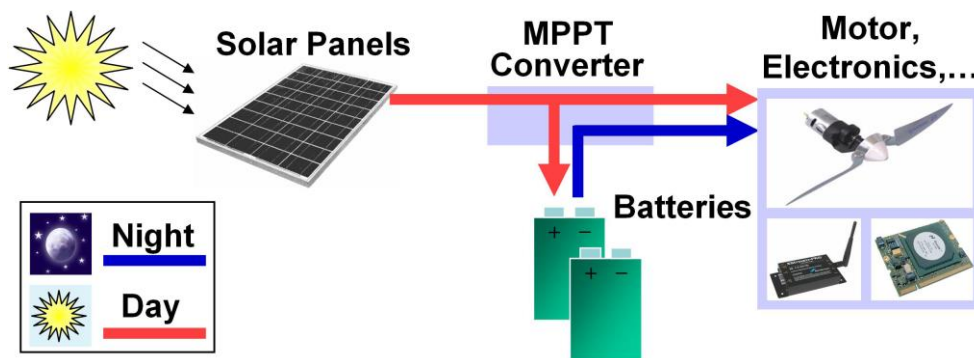
*Solar Impulse* primjer je letjelice beskonačnog doleta i u mogućnosti je letjeti danju i noću koristeći isključivo solarnu energiju, bez upotrebe fosilnih goriva. *Solar Impulse* je osnovni prototip na temelju kojeg je izrađen novi zrakoplov poboljšanih performansi, *Solar Impulse 2*. Na njegova krila postavljeno je preko 17 000 fotonaponskih ćelija radi prikupljanja solarne energije za pogon zrakoplova, te za punjenje 633 kg baterija koje služe za let noću. U mogućnosti je letjeti oko Zemlje bez slijetanja [3].

## 2. Osnovni zahtjevi

Konceptualni projekt bespilotne letjelice na solarni pogon morao je zadovoljiti nekoliko osnovnih zahtjeva, a to su:

- ✂ Bespilotna letjelica na solarni pogon
- ✂ Beskonačno trajanje leta
- ✂ Područje primjene – geografsko područje Republike Hrvatske
- ✂ Odabir pogona što manje mase i što veće učinkovitosti
- ✂ Maksimalni korisni teret 3 kg

Pri projektiranju male bespilotne letjelice na solarni pogon provodila su se dva međusobno povezana proračuna. Jedan je uključivao pronalazak ravnoteže između napajanja i potrošnje energije, a drugi projektiranje konstrukcije što manje mase, čime bi se direktno smanjila potrošnja energije. Jedan od glavnih zahtjeva je beskonačno trajanje leta što podrazumijeva boravak letjelice u zraku bez slijetanja. To je moguće postići na način da fotonaponske ćelije postavljene na konstrukciji tijekom dana prikupe dovoljno energije za pogon letjelice, rad svih elektroničkih uređaja, te za pohranu u adekvatan broj baterija koje bi tijekom noći opskrbljivale pogon letjelice i rad elektroničkih uređaja dok fotonaponske ćelije zbog manjka solarnog zračenja ne prikupljaju solarnu energiju, a princip rada može se vidjeti na Slici 1.



**Slika 1:** Princip rada zrakoplova na solarni pogon [2]

Kroz niz iteracija određen je broj i vrsta fotonaponskih ćelija i baterija s obzirom na još jedan zahtjev, a to je geografsko područje Republike Hrvatske. Sunčevo zračenje se na Zemlji, ali i na prostoru Republike Hrvatske drastično razlikuje, pa će u proračunu biti navedene minimalna, maksimalna, te srednja vrijednost solarnog zračenja koje će biti vitalne za odabir adekvatne količine fotonaponskih ćelija. Napajanje zrakoplova na solarni pogon uvijek ovisi

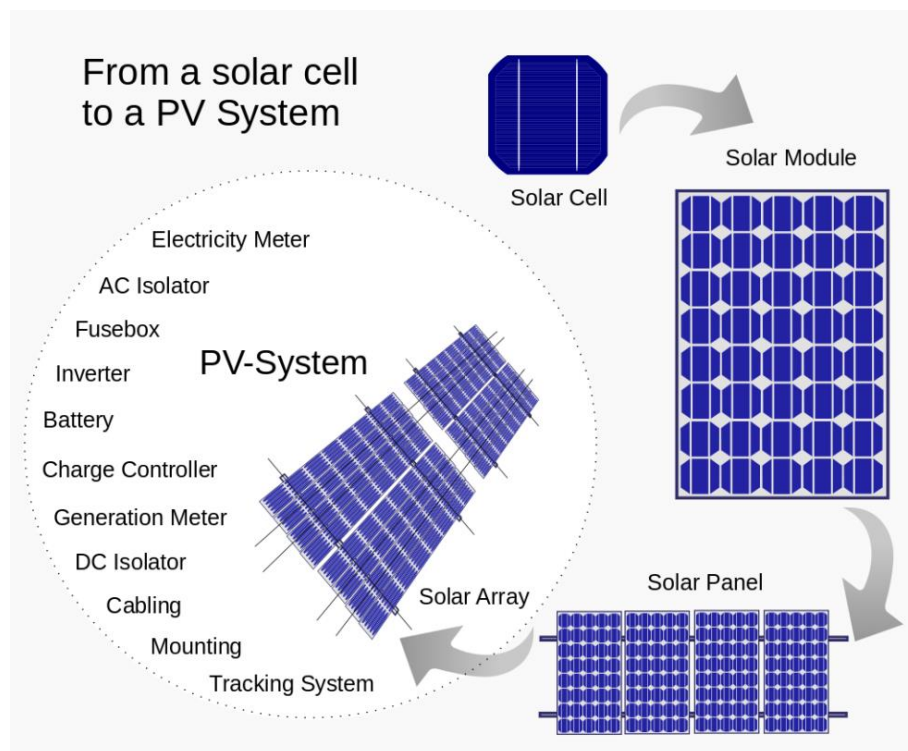


o vremenskim uvjetima, tako da će u proračunu biti naveden i okvirni faktor vremenskih uvjeta, poput naoblake, koji nepovoljno utječu na prikupljanje solarne energije. Ukupna potrošnja energije dovodi do još jednog zahtjeva, a to je odabir motora što manje mase i što veće učinkovitosti. Kada bi motor imao veliku masu, potrošnja energije za vrijeme horizontalnog leta bi se povećala, a to bi nadalje uzrokovalo povećanje mase baterija, broja fotonaponskih ćelija itd. Posljednji zahtjev je projektiranje letjelice maksimalnog korisnog tereta 3 kg. Pošto je primarna zadaća ove letjelice nadzor određenih područja ili objekata, teret će činiti kamera koja se koristi u takve svrhe, a njezina masa ne smije biti veća od 3 kg.

### 3. Pregled i procjena performansi sustava i opreme

#### 3.1. Fotonaponske ćelije

Solarna (fotonaponska) ćelija je poluvodički uređaj koji pretvara Sunčevu energiju izravno u električnu pomoću fotoelektričnog efekta. Vrlo je raširena upotreba fotonaponskih ćelija u svemirskoj tehnologiji, jer omogućava čist i dugoročan izvor energije, a zahtjevi za održavanje su minimalni. Ćelije se često spajaju u module koji uglavnom imaju tanku staklenu ploču sprijeda, odnosno prema Suncu, propuštajući svjetlost i u isto vrijeme štiteći poluvodič od ogrebotina i utjecaja vjetrom nošenih čestica, te kiše, snijega, leda i sl. Moduli se mogu spajati serijski i paralelno kako bi se stvorilo polje sa željenim vrijednostima istosmjernе struje. Na Slici 2 može se vidjeti način spajanja fotonaponskih ćelija u module, te što sve može činiti fotonaponski sustav [4].



**Slika 2:** Način spajanja fotonaponskih ćelija [4]

Fotonaponske ćelije moguće je podijeliti u nekoliko skupina ovisno o materijalu koji se koristi za njihovu upotrebu. Najčešće korišteni materijal u proizvodnji fotonaponskih ćelija je silicij s obzirom da ga u Zemljinoj kori ima u izobilju, te zbog njegove niske cijene proizvodnje. Razlikuju se tri vrste silicijskih fotonaponskih ćelija. Monokristalični silicij je potpuno čist poluvodički materijal izrazito visoke učinkovitosti, ali i cijene. Polikristalični

silicij sastavljen je od kristalnih struktura različitih veličina. Proizvodni proces je jednostavniji, pa su takve ćelije jeftinije, ali imaju i manju učinkovitost. Amorfni silicij formira se izvlačenjem ravnih iznimno tankih filmova iz rastaljenog silicija, a rezultira multikristalnom strukturom. Troškovi proizvodnje su niski, ali niska je i učinkovitost takvih fotonaponskih ćelija [2, 4].

Galij arsenid, bakar indij selen, te kadmij telurid vrste su složenih fotonaponskih ćelija čija je proizvodnja vrlo skupa, ali su učinkovitosti također visoke. Izrada fotonaponskih ćelija od organskih materijala obećavajuća je nova tehnologija zbog niske cijene proizvodnje, ali zasad postoje određeni problemi koji se moraju riješiti kako bi takve ćelije ušle u širu upotrebu [4].

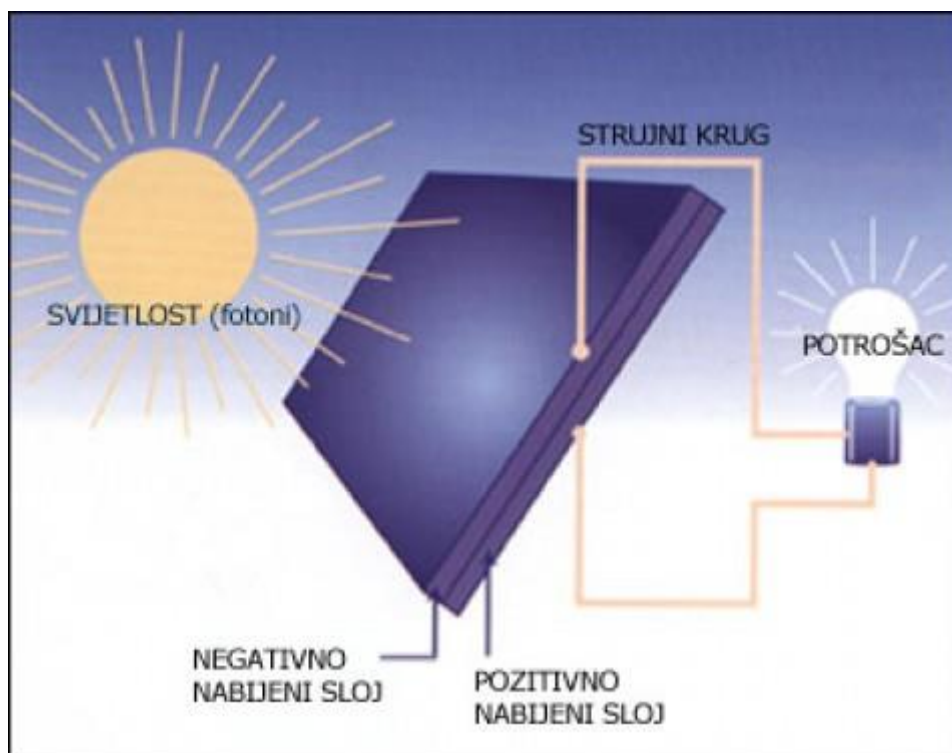
Rad fotonaponske ćelije može se opisati kroz nekoliko točaka. Silicij, poluvodički materijal, apsorbira fotone iz Sunčeve svjetlosti. Elektroni zatim izlaze iz atoma i postaju slobodni, te se zbog građe ćelija kreću u jednom smjeru. Konačno, fotonaponske ćelije pretvaraju Sunčevu energiju u istosmjernu struju. Učinkovitost fotonaponske ćelije je omjer izlazne električne energije koja se može iskoristiti i dobivene energije od Sunca. Mjeri se u postocima – prema izrazu (1)

$$\eta = \frac{P_m}{E \cdot A_{sc}}, \quad (1)$$

gdje je  $P_m$  maksimalna izlazna snaga u [W],  $E$  intenzitet zračenja Sunčeve svjetlosti u [ $\text{W}/\text{m}^2$ ] te  $A_{sc}$  površina solarne ćelije u [ $\text{m}^2$ ] [2].

Idealna i savršena fotonaponska ćelija pretvarala bi svu solarnu energiju u električnu, što znači da bi njena učinkovitost iznosila 100%. U stvarnosti je ukupna učinkovitost umnožak termodinamičke učinkovitosti, kvantne učinkovitosti, faktora punjenja i razmjera napona i generalno ovisi o korištenom poluvodičkom materijalu. Teorijska granica učinkovitosti uređaja monokristaličnog silicija iznosi oko 29%. Važno je razmatrati i slučaj difusnog zračenja koje dominira za vrijeme oblačnog vremena [2].

Princip rada strujnog kruga čiji je izvor fotonaponska ćelija, prikazan je na Slici 3.



**Slika 3:** Princip rada strujnog kruga čiji je izvor fotonaponska ćelija [5]

### 3.2. Baterije

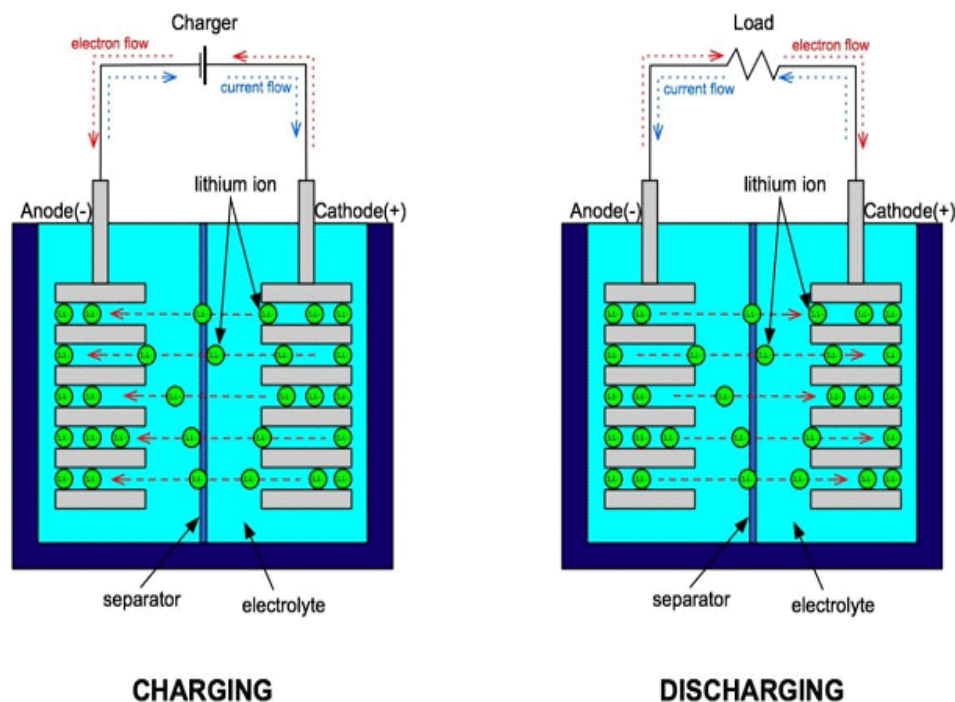
Litij ionska baterija je vrsta punjive baterije kod koje ioni litija putuju između pozitivne i negativne elektrode. Za vrijeme punjenja, ioni litija prelaze s pozitivne elektrode na negativnu, i obrnuto, s negativne elektrode na pozitivnu za vrijeme pražnjenja. Litij, kao najlakši metal u prirodi i kemijski element velikog elektrokemijskog potencijala, upotrebljava se kao osnovna aktivna tvar. Prednosti ove vrste baterije su velika gustoća energije i veći nominalni napon, te su zahtjevi za održavanje minimalni, a proces samopražnjenja baterije višestruko sporiji. Jedna od najvažnijih značajki koje razlikuju litij ionske baterije od svojih prethodnika je to što ne postoji memorijski i kristalizacijski efekt, što znači da je bateriju moguće puniti bilo kada i nema potrebe za periodičkim pražnjenjem. Zbog svih navedenih osobina, litij ionske baterije su u širokoj upotrebi u uređajima kao što su mobiteli, prijenosna računala, fotoaparati, MP3 playeri, a zbog relativno male mase, široko se koriste i u zrakoplovima. Litij ionske baterije se također razlikuju od baterija starije generacije i po tome što, osim što se mogu puniti bilo kada, bateriju nikada ne treba prazniti do kraja, jer se time oštećuju ćelije i stvara nepopravljiva šteta. Duboko pražnjenje baterije je vrlo štetno, te se preporuča na prvi signal pražnjenja baterije prestati s pražnjenjem i napuniti bateriju. Također

kako se sve baterije same prazne s vremenom (kod Li-Ion samopražnjenje je otprilike 5-10% mjesečno, a kod Nikal baterije 20-30%), potrebno je istrošenu bateriju napuniti što prije i tako je spremati ukoliko se ne koristi. Ukoliko istrošenu bateriju pohranimo na duži period, a znamo da se ona sama crpi s vremenom, tako dodatno oštećujemo bateriju i sigurno je da će pri sljedećoj upotrebi raditi s mnogo smanjenim kapacitetom. Baterije nije potrebno puniti do kraja, a neka testiranja su pokazala da više periodičnih punjenja do 80% imaju bolji učinak na dugovječnost baterije od potpunih punjenja na 100%. Baterija se ne smije puniti više nego što je dozvoljeno. To kontroliraju punjači s ugrađenim sustavom za automatsko isključivanje kada baterija dostigne puni kapacitet. Nedostaci litij ionske baterije su smanjivanje kapaciteta tijekom vremena. Svake godine kapacitet korištenja bateriji se smanjuje za otprilike 20%, te životni vijek nije duži od dvije do tri godine. Također, baterije su osjetljive na toplinu, a u Tablici 2 je opisano pri kojim temperaturama je, a pri kojim nije dobro upotrebljavati baterije [6-11].

Jedna vrsta litij ionske baterije je i litij ion polimerna baterija (Li-Po), koja također kao aktivni materijal koristi litij, ali je elektrolit suhi polimer. Prednosti u odnosu na običnu litij ionsku bateriju su manja masa, mogućnost oblikovanja po želji, fleksibilnost i veća gustoća energije, a nedostaci su smanjena krutost, veća osjetljivost na niže temperature i nešto kraći životni vijek [6-11].

Osnovne komponente litij ion polimerne baterije su pozitivna i negativna elektroda, separator i elektrolit. Pozitivna elektroda, katoda, izrađena je od litij metal oksida, najčešće  $\text{LiCoO}_2$  ili  $\text{LiMn}_2\text{O}_2$ .  $\text{LiCoO}_2$  ima visoki kapacitet, dok  $\text{LiMn}_2\text{O}_2$  ima duži vijek trajanja i veću sigurnost. Negativna elektroda, anoda, najčešće je izrađena od grafitu ili neke legure na bazi ugljika. Separator je mikroporozan film izrađen od polietilena ili propilena, a služi kako ne bi došlo do direktnog dodira između dvije elektrode. Elektrolit služi za prijenos aktivne tvari između dviju elektroda, a može biti krut na bazi polimera, ili tekuć [6-11].

Sigurnosni problemi koji se mogu susresti kod svih litij ionskih baterija su pregrijavanje, kratki spoj, moguća pojava delaminacije uslijed prekomjernog punjenja, moguće zapaljenje koje je dodatno pospješeno zapaljivim elektrolitom, te uništenje uslijed vanjskog mehaničkog djelovanja [6].



**Slika 4:** Princip rada litij ionskih baterija – punjenje i pražnjenje [12]

**Tablica 1:** Specifikacije litij ion polimernih baterija [10]

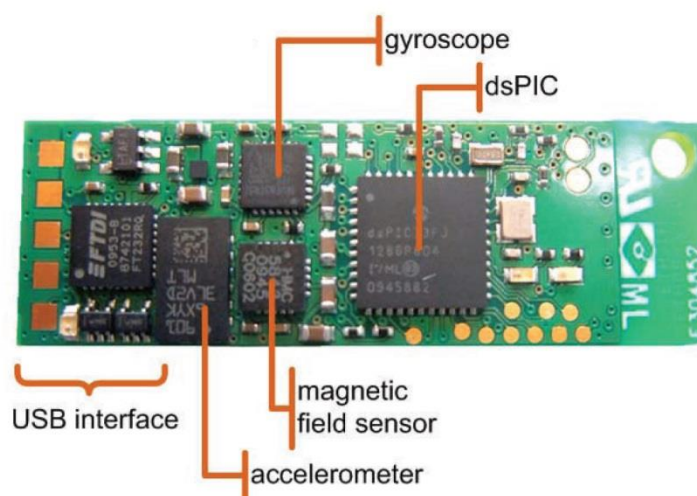
Nominalni napon, [V]	3,7
Gustoća energije, [Wh/kg]	~ 200
Gustoća energije, [Wh/L]	~ 400
Stupanj samopražnjenja, [%/mjesec]	6-9
Životni vijek, [ciklus]	500 - 1 000
Memorijski efekt	NE
Utjecaj na okoliš	Vrlo malen

**Tablica 2:** Kvaliteta punjenja litij ion polimernih baterija u ovisnosti o temperaturi [10]

5 – 45 °C	optimalno (u tom rasponu treba puniti, pri nižim temperaturama bolje)
0 – 5 °C	moguće, ali uz reduciranu struju
< 0 °C	nije preporučljivo
> 45 °C	dovodi do pogoršanja performansi baterija

### 3.3. Inercijska mjerna jedinica

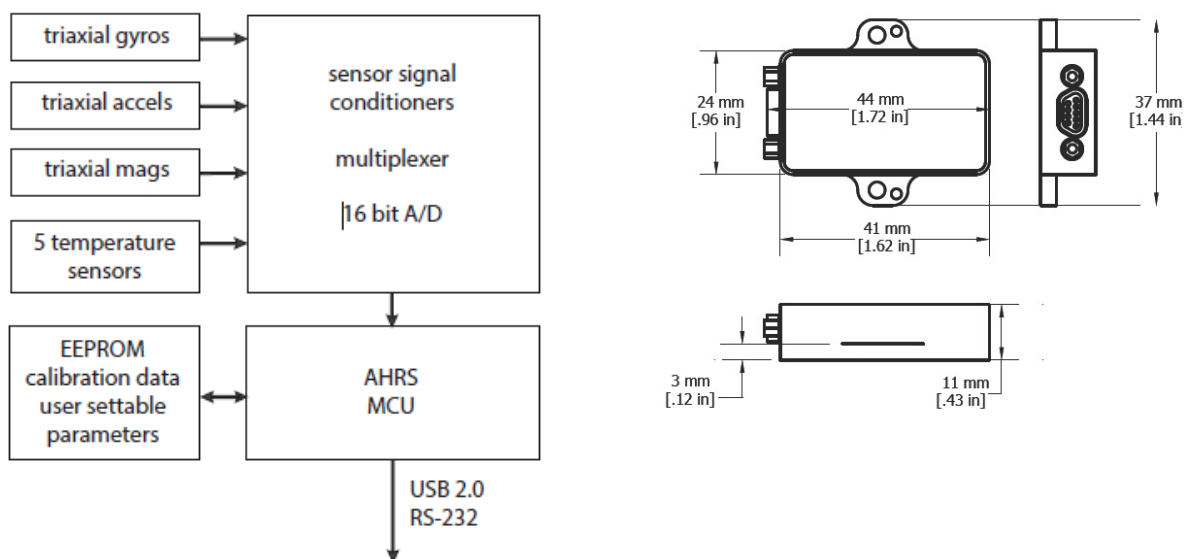
Inercijska mjerna jedinica (eng. IMU – *Inertial Measurement Unit*) je elektronički uređaj koji mjeri i prati brzinu, orijentaciju i gravitacijske sile letjelice upotrebljavajući akcelerometre, žiroskope, a ponekad i magnetometre. Upotrebljava se za upravljanje zrakoplovom, uključujući bespilotne letjelice (UAV), satelite i slično. Korištenjem jednog ili više akcelerometara, IMU otkriva trenutnu stopu akceleracije, odnosno promjenu u brzini i položaju [13, 14].



**Slika 5:** Inercijska mjerna jedinica (IMU) [13]

Linearni akcelerometri mjere negravitacijske akceleracije letjelice, odnosno sve one akceleracije letjelice koje nisu povezane s gravitacijom, a najčešće se ugrađuje po tri akcelerometra, po jedan duž svake osi kako bi se mjerilo kretanje zrakoplova gore-dolje, lijevo-desno, te naprijed-nazad. Žiroskopi, odnosno kutni akceleratori mjere kako letjelica rotira u prostoru. Postoji barem jedan senzor za svaku od tri osi, odnosno mjeri se propinjanje, skretanje i valjanje letjelice. Žiroskop je rotirajući element, najčešće disk, obješen u jednom ili dva okvira koji se nalaze u kućištu. Rotacija diska proizvodi inerciju koju os rotacije diska u nedostatku nekih vanjskih smetnji zadržava usmjerenu u fiksnom pravcu u prostoru. Osim mogućnosti okretanja oko svoje osi, žiroskop ima barem još jedan stupanj slobode gibanja, pa ima veliku stabilnost i precesiju. Stabilnost žiroskopa se očituje u tome što se snažno suprostavlja svim vanjskim utjecajima koji mu žele promijeniti položaj osi. Precesija je svojstvo žiroskopa da pri nasilnoj promjeni položaja jedne njegove osi skreće

oko druge, njoj okomite osi. Magnetometri omogućuju bolje performanse kod procjene dinamičke orijentacije [13, 14].

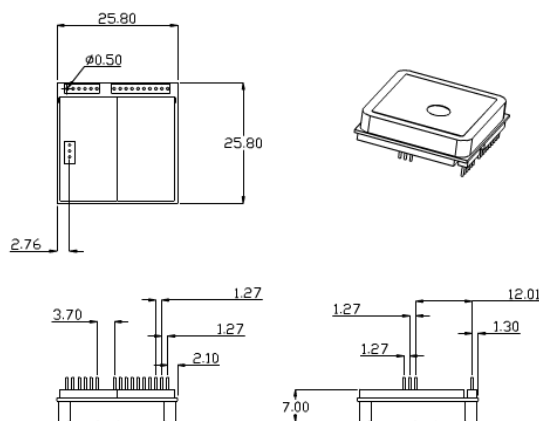


**Slika 6:** Shema osnovnih dijelova odabrane inercijske mjerne jedinice 3DM-GX3 [15]

### 3.4. Globalni pozicijski sustav

GPS (eng. *Global Position System*) je globalni satelitski sustav koji omogućuje pouzdano pozicioniranje i navigaciju. Neovisan je o vremenskim uvjetima, dobu godine ili dana, već je jedino potreban neometan kontakt s četiri ili više satelita GPS-a. GPS se sastoji od tri segmenta. Svemirski segment uključuje 24 do 32 satelita u Zemljinoj orbiti. Kontrolni segment se sastoji od glavne kontrolne stanice, alternativne glavne kontrolne stanice, dodijeljenih zemaljskih antena i monitornih stanica. Korisnički segment sastoji se od milijuna vojnih, znanstvenih i civilnih uređaja. Jedan od korisničkih uređaja GPS-a, koji će se koristiti kao elektronička komponenta na ovoj letjelici, bit će navigacijska jedinica GPS NB1041. Malih je dimenzija i mase, a potrošnja iznosi samo 89 mW. Preciznost mu je 7 m, može raditi do visine od 18 000 m, pri maksimalnim brzinama 515 m/s, maksimalnog ubrzanja 4g i na radnim temperaturama od -40 do +80 °C. Osim za letjelice, moguće ga je upotrebljavati i kao navigaciju automobila i brodova, za praćenje flota, ali i kao ručni sat za vlastitu navigaciju [14, 16].





5

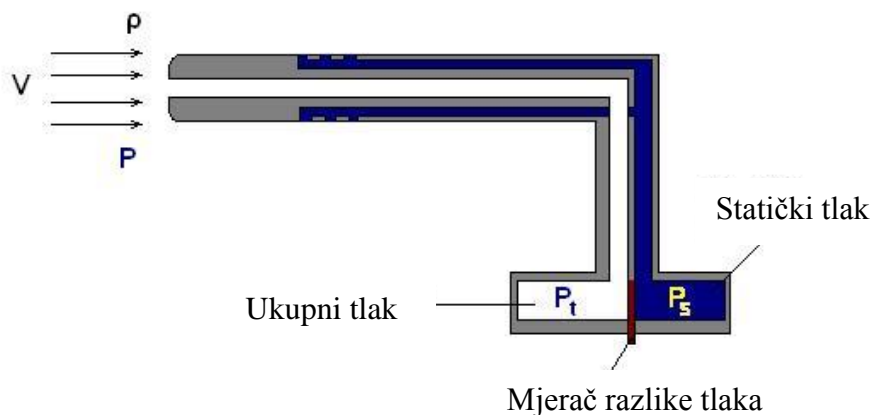
**Slika 7:** Korisnički segment GPS-a korišten na solarnoj letjelici s dimenzijama u [mm] [17]

### 3.5. Mjerači brzine i visine leta

Sklop za mjerenje brzine zrakoplova sastoji se od Pitot cijevi, kabela i senzora. Inducirana brzina (eng. IAS – *Indicated Airspeed*) je ona brzina koju mjeri brzinomjer. S obzirom na položaj i konfiguraciju zrakoplova, na primjer ako su izvučena zakrilca, može se dogoditi da Pitotova cijev nije usmjerena točno u struju zraka, pa inducirana brzina nije točna brzina kojom se zrakoplov kreće. Kalibrirana brzina (eng. CAS – *Calibrated Airspeed*) je ispravljena brzina. Stvarna brzina (eng. TAS – *True Airspeed*) je brzina koja se dobije dodatnim ispravkom kalibrirane brzine koja uključuje i promjenu gustoće i temperature zraka. Slika 8 prikazuje opremu potrebnu malim zrakoplovima preko koje se može saznati brzina zrakoplova [18].



**Slika 8:** Oprema za mjerenje brzine malih bespilotnih letjelica [19]



**Slika 9:** Pitotova cijev [20]

Pitot cijev je posebno konstruirana kratka i šuplja cijev koja se postavlja s vanjske strane zrakoplova. Služi za mjerenje statičkog tlaka i ukupnog (totalnog) tlaka, koji je zbroj statičkog i dinamičkog tlaka. Na Slici 9 je shematski prikazan princip rada Pitotove cijevi, a Bernoullijeva jednadžba u izrazu (2),

$$p_t = p_s + \frac{\rho \cdot v^2}{2}, \quad (2)$$

gdje je  $p_t$  ukupni tlak u [Pa],  $p_s$  statički tlak u [Pa],  $\rho$  gustoća u [ $\text{kg/m}^3$ ] i  $V$  brzina u [m/s] [19].

Iz nje se lako izračuna brzina zrakoplova pomoću izraza (3), a za to je zaduženo malo računalo povezano sa senzorom.

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_t - p_s)}{\rho}} \quad (3)$$

Visinomjer je instrument koji mjeri visinu leta zrakoplova. S obzirom na neravnine Zemljinog tla, razlikuju se apsolutna i relativna visina. Apsolutna visina leta je vertikalna udaljenost zrakoplova od površine mora, odnosno nadmorska visina. Relativna visina je visina zrakoplova iznad terena preko kojeg leti. Visinomjerima koji mjere apsolutnu visinu princip rada zasniva se na mjerenju statičkog tlaka okolnog zraka koji se mijenja u ovisnosti o visini [21].



**Slika 10:** Senzor za mjerenje visine leta [22]

### 3.6. RC prijamnik

RC sustav (eng. *radio control system*) obično se sastoji od odašiljača, prijemnika i serva. Odašiljač se koristi na tlu, dok je prijemnik smješten unutar modela, u ovom slučaju zrakoplova i direktno spojen na svaki servo upravljač i električni upravljač brzine pomoću malih žica. Tanka antena proteže se od prijemnika izvan zrakoplova i hvata signal od odašiljača. Antena se nikad ne smije zapetljati ili odrezati s ciljem smanjenja njezine duljine, jer se time drastično smanjuje mogućnost primanja radio signala s odašiljača što može dovesti do gubitka kontrole i pada zrakoplova [23].

Za ovaj zrakoplov odabran je prijemnik Immersion RC EzUHF 8-channel Receiver s obzirom na malu masu od samo 10 g, malih dimenzija 70 x 30 x 10 mm, te malu potrošnju energije, 4.8-6 V i 35 mA [24].



**Slika 11:** RC prijemnik korišten na solarnoj letjelici [25]

### 3.7. Autopilot

Autopilot je sustav koji se koristi za upravljanje putanjom letjelice ili drugog vozila bez konstantnog ručnog upravljanja od strane čovjeka. Autopilot ne zamjenjuje čovjeka, već pomaže upravljajući letjelicom omogućujući čovjeku lakše praćenje rada sustava, te vremenskih uvjeta. Kod letjelica koje se upravljaju radio signalima, autopilot je obično set dodatnog hardvera i softvera unaprijed programiran za određeni let [26].

Za ovu letjelicu odabran je model autopilota MP1028 tvrtke MicroPilot. U ponudi se nalaze slični modeli istih dimenzija i masa, ali boljih softverskih performansi, pa postoji mogućnost odabira jednog od tih modela ako veća cijena ne igra ulogu u odabiru autopilota. Dimenzije autopilota MP1028 iznose 100 x 40 x 15 mm, a masa mu je 28 g. Struja i napon iznose 140 mA i 6.5 V. Ovi modeli već imaju uključen i GPS prijemnik, pa teoretski ne postoji potreba za odabirom nekog drugog GPS prijamnika, ali je u ovom radu odabran radi naglaska na važnosti tog uređaja [27].



**Slika 12:** Autopilot MP1028[27]

## 4. Konceptualni projekt letjelice na solarni pogon

### 4.1. Prva iteracija proračuna

U početnoj fazi konceptualnog projektiranja zrakoplova zadatak je bio pronaći elektroničke uređaje navedene u prošlom poglavlju, a mnogo parametara bit će pretpostavljeno, pa postoji mogućnost većih odstupanja od željenog rezultata. Međutim, cilj prve iteracije je dobivanje uvida o osnovnim značajkama zrakoplova, poput mase pojedinih dijelova, te adekvatnog broja baterija i fotonaponskih ćelija.

Proračun se temelji na literaturi koja opisuje projektiranje švicarske letjelice na solarni pogon, *Sky-Sailor* [2].

Prva iteracija proračuna započinje procjenom mase svih dijelova letjelice s ciljem dobivanja ukupne mase koja će direktno utjecati na potrošnju električne energije tijekom horizontalnog leta. Mase pojedinačnih dijelova moguće je podijeliti na fiksne, odnosno one koje ne utječu na promjenu mase ostalih dijelova letjelice, poput mase avionike i mase tereta koji uključuje nadzornu kameru, te na promjenjive, čijim se mijenjanjem direktno utječe na mase ostalih dijelova. Na primjer, promjenom mase trupa, moguće su promjene mase adekvatnog motora, baterija, fotonaponskih panela i slično.

**Tablica 3:** Odabrani aeroprofil prve iteracije i početne pretpostavke veličine krila

Aeroprofil	<i>Sky-Sailor</i>
Raspon krila [m]	$b = 5.36$
Tetiva zrakoplova [m]	$c = 0.2425$
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	$S_{ref} = 1.3$
Aspektni odnos krila [-]	$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} = 22.1$

Procjena mase kompletnog zrakoplova započinje procjenom mase same konstrukcije koja se određuje izrazom dobivenim interpolacijom težina konstrukcija 19 od 415 laganih zrakoplova prema [2]. Interpolacija prikazana u Tablici 4 započinje odabirom 415 već konstruiranih letjelica, a u svakom sljedećem redu kvaliteta interpolacije raste zbog odabira samo najboljih letjelica u odnosu na prethodni red. Najbolje letjelice smatraju se one čija je vrijednost mase

konstrukcije najbliža vrijednosti mase dobivene iz izraza u Tablici 4. Posljednji red daje najtočniju procjenu mase konstrukcije zrakoplova i taj je izraz korišten za procjenu mase konstrukcije. Navedene dvije kolone prikazuju dva različita načina procjene mase koje daju jednake rezultate.

Procjena mase konstrukcije u ovisnosti o rasponu i aspektnom odnosu krila određuje se izrazom (4).

**Tablica 4:** Procjena mase konstrukcije laganih letjelica [2]

Primjeri	$W_{af} = f(S, AR)$	$W_{af} = f(b, AR)$
415	$5.58 \cdot S^{1.59} \cdot AR^{0.71}$	$5.58 \cdot b^{3.18} \cdot AR^{-0.88}$
260	$2.31 \cdot S^{1.58} \cdot AR^{0.94}$	$2.31 \cdot b^{3.16} \cdot AR^{-0.64}$
143	$1.15 \cdot S^{1.57} \cdot AR^{1.13}$	$1.15 \cdot b^{3.14} \cdot AR^{-0.44}$
73	$0.78 \cdot S^{1.55} \cdot AR^{1.21}$	$0.78 \cdot b^{3.10} \cdot AR^{-0.34}$
40	$0.56 \cdot S^{1.55} \cdot AR^{1.27}$	$0.56 \cdot b^{3.10} \cdot AR^{-0.28}$
19	$0.44 \cdot S^{1.55} \cdot AR^{1.30}$	$0.44 \cdot b^{3.10} \cdot AR^{-0.25}$

$$W_{af} = 0.44 \cdot b^{3.10} \cdot AR^{-0.25} \quad (4)$$

$$W_{af} = 36.96 \text{ N}$$

$$m_{af} = 3.77 \text{ kg}$$

Kako bi se odredila masa fotonaponskih ćelija, pretpostavljeno je da njihova površina zauzima 80% površine krila, dok ostalih 20% čine napadni i nazadni rub krila, te upravljačke površine – eleroni.

Zahvaljujući solidnoj učinkovitosti i niskoj masi, odabrane su fotonaponske ćelije *Azur Space S32* čija masa iznosi 320 g/m<sup>2</sup> [28].

$$A_{sc} = 0.8 \cdot S_{ref} \quad (5)$$

$$A_{sc} = 1.021 \text{ m}^2$$

$$m_{sc} = 327 \text{ g}$$

U prvoj iteraciji masa pogonske grupe pretpostavljena je usporedbom s ostalim sličnim zrakoplovima, a naknadno će biti odabran adekvatan pogonski sustav. Masa pogonske grupe iznosi

$$m_p = 250 \text{ g}$$

Prije početka proračuna odabrane su baterije NCR18650 kakve su korištene na solarnoj letjelici *Sky-Sailor*, a početna je pretpostavka bila da je potreban jedan paket ukupne mase 1.056 kg. Takve baterije odabrane su zbog visoke gustoće energije od preko 250 Wh/kg što ih čini vrlo dobrim odabirom za malu bespilotnu letjelicu na solarni pogon [2]. Masa baterija iznosi

$$m_{batt} = 1.056 \text{ kg}$$

Masa elektroničkih uređaja, avionike, izračunata je nakon popisa većine elektroničkih uređaja koji su potrebni za samostalan let zrakoplova, a iznos je namjerno uvećan zbog nepoznate mase kablova i pretvarača, pa je ukupna masa avionike

$$m_{av} = 300 \text{ g}$$

Masa tereta već je u prvoj iteraciji postala poznata zbog odabira nadzorne kamere CM100 čija masa iznosi 0.8 kg [29]. Kako je jedan od početnih zahtjeva pri projektiranju zrakoplova da maksimalna masa korisnog tereta ne smije biti veća od 3 kg, odabrana kamera zahvaljujući svojoj masi zadovoljava taj kriterij. Masa tereta iznosi

$$m_{cam} = 800 \text{ g}$$

Ukupna masa letjelice suma je svih dijelova i prikazana u izrazu (6).

$$m = \Sigma m_i = 6.503 \text{ kg} \quad (6)$$

Sljedeći korak proračuna je analiza krila koja započinje proizvoljnim odabirom minimalne brzine leta koja odgovara brzini polijetanja te maksimalne brzine koja odgovara brzini krstarenja kako bi se izračunao raspon vrijednosti Reynoldsovih brojeva. Te vrijednosti odabrane su na temelju observacije sličnih letjelica [2, 31], a u naknadnoj analizi bit će provjereno odgovaraju li te vrijednosti realnom slučaju. Analiza je provedena u programu XFLR5, poštujući uvjete standardne atmosfere.

minimalna brzina (brzina polijetanja)  $V_{TO} = 6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

maksimalna brzina (brzina krstarenja)  $V_{CRS} = 9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

Uvjeti standardne atmosfere:

- temperatura  $T = 288.16 \text{ K}$
- tlak  $p = 101\,325 \text{ N/m}^2$
- gustoća  $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- dinamička viskoznost  $\mu = 1.7894 \cdot 10^{-5} \text{ kg/ms}$
- kinematička viskoznost  $\nu = 1.5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

Minimalan Reynoldsov broj za brzinu polijetanja iznosi

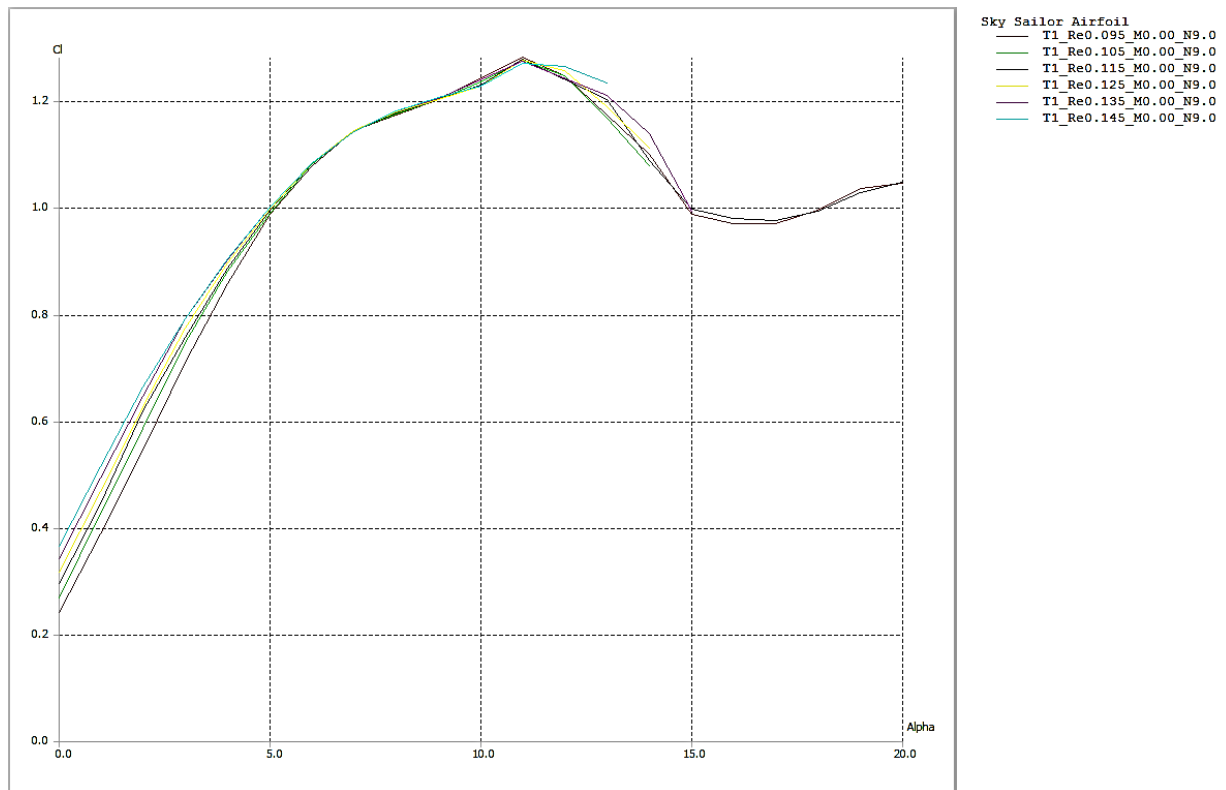
$$Re_{min} = \frac{V_{TO} \cdot c}{\nu} = 97\,000 \quad (7)$$

Maksimalan Reynoldsov broj za brzinu krstarenja iznosi

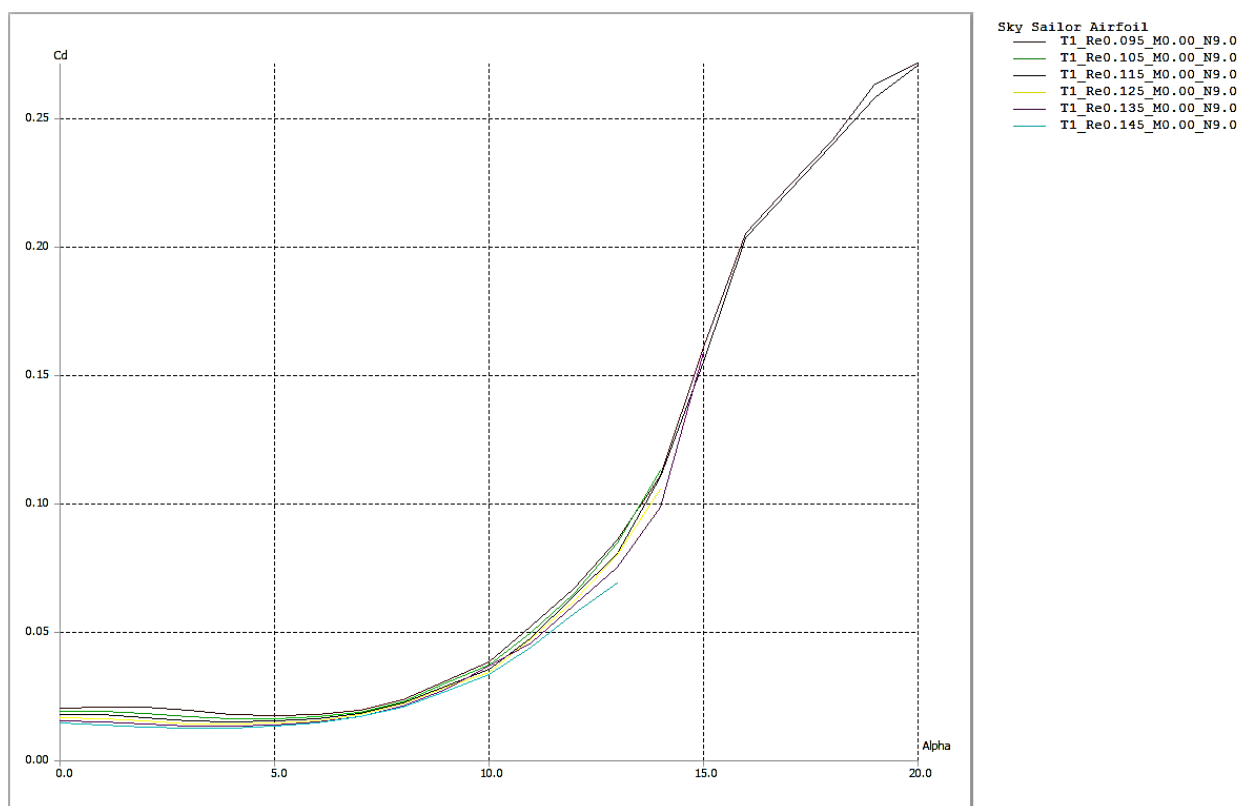
$$Re_{max} = \frac{V_{CRS} \cdot c}{\nu} = 145\,550 \quad (8)$$

Iznosi minimalnog i maksimalnog Reynoldsovog broja služe kao granične vrijednosti kako bi se dobile krivulje na Slici 13 koja prikazuje dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu. Svaka krivulja prikazuje drugu vrijednost Reynoldsovog broja što prikazuje legenda Slike 13. Aerodinamički proračun proveden je za napadne kuteve  $\alpha_{min} = 0^\circ$  i  $\alpha_{max} = 20^\circ$  s inkrementom  $1.00^\circ$ . Maksimalni koeficijent uzgona iznosi oko 1.3 pri napadnom kutu od  $12^\circ$ . Do vrijednosti napadnog kuta od otprilike  $8^\circ$  koeficijent uzgona raste linearno s napadnim kutom, a daljnjim povećanjem napadnog kuta dolazi do smanjenja koeficijenta uzgona. Pri napadnom kutu  $12^\circ$  dolazi do sloma uzgona. U istoj analizi dobiven je i dijagram na Slici 14 na kojem je prikazana ovisnosti koeficijenta otpora o napadnom kutu, a krivulje su također dobivene za različite vrijednosti Reynoldsovog broja. Vidljivo je da je do napadnog kuta  $12^\circ$  koeficijent otpora relativno nizak nakon čega slijedi njegov drastičan rast. Slika 15 prikazuje dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora.

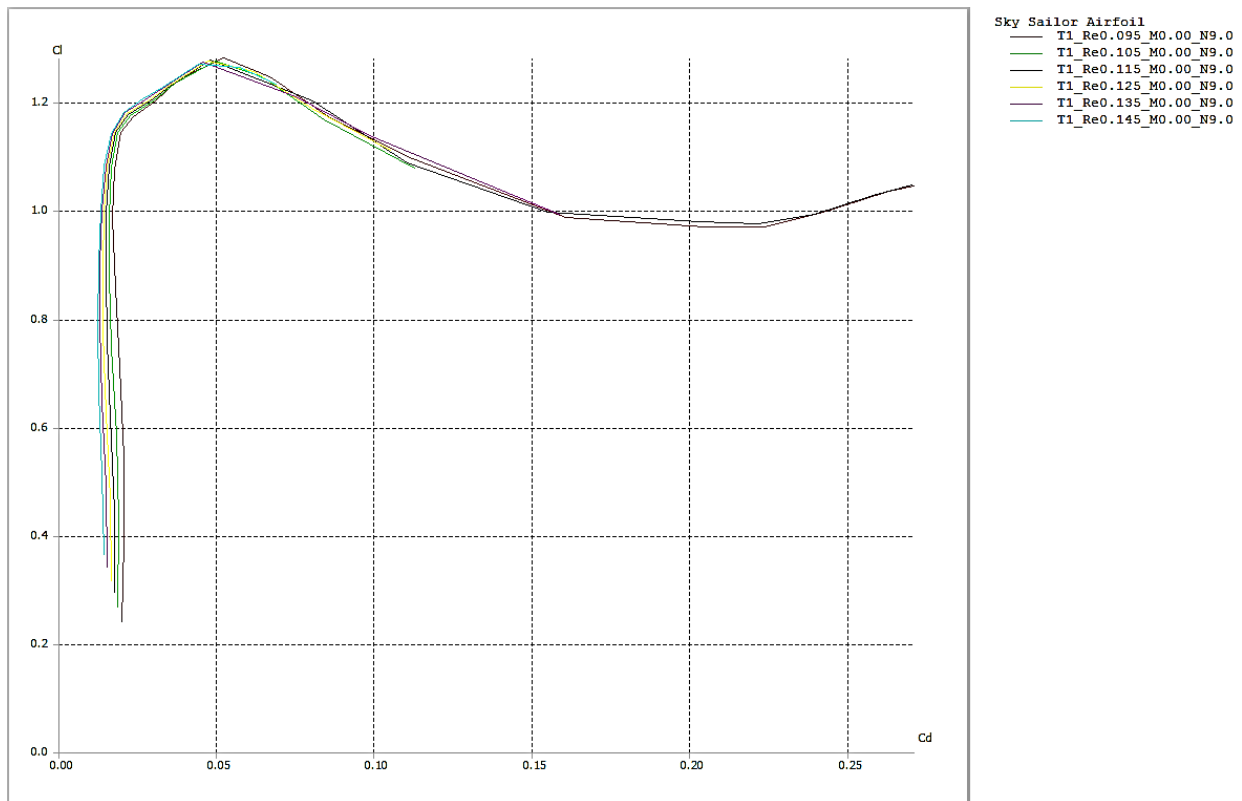




**Slika 13:** Dijagram ovisnosti  $C_L$ - $\alpha$  aeroprofila krila korištenog na letjelici Sky-sailor



**Slika 14:** Dijagram ovisnosti  $C_D$ - $\alpha$  aeroprofila krila korištenog na letjelici Sky-sailor



**Slika 15:** Dijagram ovisnosti  $C_L$ - $C_D$  aeroprofila krila korištenog na letjelici *Sky-sailor*

Da bi zrakoplov mogao obavljati horizontalan let, uzgon mora biti jednak težini zrakoplova što je izračunato u izrazu (9) [2].

$$L = W = m \cdot g \quad (9)$$

$$L = 63.765 \text{ N}$$

Nakon toga moguće je izračunati koeficijent uzgona i na Slici 13 iščitati pri kojem je napadnom kutu krila taj iznos koeficijenta uzgona [2].

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_{CRS}^2 \quad (10)$$

$$q_\infty = 49.6125 \text{ Pa}$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S_{ref}} \quad (11)$$

$$C_L = 0.99 \text{ pri } \alpha = 5^\circ$$

Ukupan otpor zrakoplova sastoji se od otpora profila koji je očitao sa Slike 14 za isti napadni kut kao i izračunati koeficijent uzgona, te od induciranog i parazitskog otpora. Inducirani otpor direktno ovisi o koeficijentu uzgona. Iznos Oswaldovog koeficijenta  $e$  pretpostavljen je 0.85 prema [50]. Parazitski otpor još nije moguće točno odrediti, ali je iznos također pretpostavljen usporedbom sa sličnim letjelicama. Pri manjim brzinama leta, blizu brzine sloma uzgona, inducirani otpor dominira u usporedbi s parazitskim otporom [2].

$$C_{D_{afl}} = 0.01 \text{ pri } \alpha = 5^\circ \quad (12)$$

$$C_{D_{ind}} = \frac{C_L^2}{e \cdot \pi \cdot AR} \quad (13)$$

$$C_{D_{ind}} = 0.0166$$

$$C_{D_{par}} = 0.0065 \quad (14)$$

Ukupan otpor zrakoplova suma je navedenih otpora.

$$C_D = C_{D_{afl}} + C_{D_{ind}} + C_{D_{par}} \quad (15)$$

$$C_D = 0.0331$$

Glavni dio proračuna svodi se na izračunavanje potrebne energije za horizontalan let zrakoplova, te rad svih uređaja i usporedbe s maksimalnom energijom koja se može dobiti pretvorbom solarne energije pomoću fotonaponskih ćelija. Energija dobivena pomoću ćelija mora biti jednaka ili veća od energije koja se troši na pogon i rad elektroničkih uređaja [2].

Snaga potrebna za horizontalan let određuje se iz izraza (16) [2].

$$P_{level} = T \cdot V_{CRS} = C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S_{ref} \cdot V_{CRS}^3 \quad (16)$$

$$P_{level} = 19.21 \text{ W}$$

Ukupna snaga koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja određuje se iz izraza (17) [2].

$$P_{electot} = \frac{1}{\eta_{ctrl} \cdot \eta_{mot} \cdot \eta_{grb} \cdot \eta_{plr}} \cdot P_{level} + \frac{1}{\eta_{bec}} \cdot (P_{av} + P_{pld}) \quad (17)$$

$$P_{electot} = 53.67 \text{ W}$$

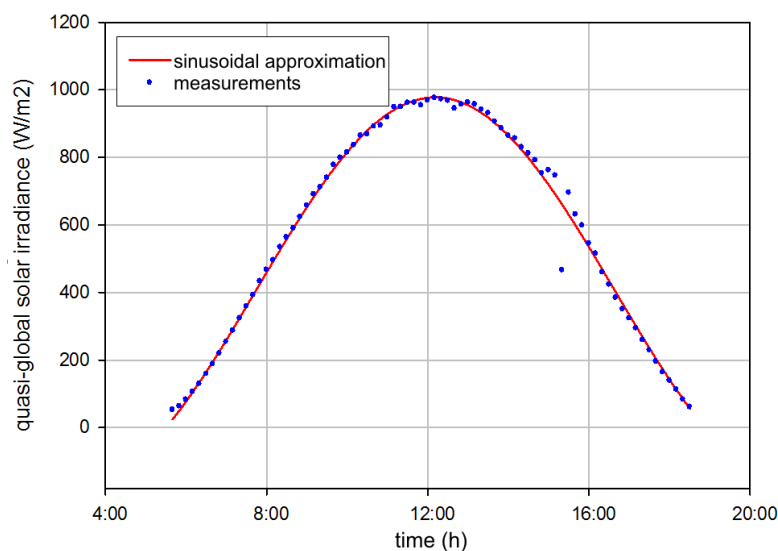
Ukupna električna energija koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja, koja uključuje dužinu dana i noći, te faktore punjenja i pražnjenja baterija određuje se iz izraza (18) [2].

$$E_{electot_{potrošena}} = P_{electot} \cdot \left( T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \cdot \eta_{dschrg}} \right) \quad (18)$$

$$E_{electot_{potrošena}} = 1 \text{ 357 Wh}$$

Energija dobivena od Sunca aproksimirana je sinusnom funkcijom, jer Sunčevo zračenje nije jednako u zoru, oko podneva ili suton [2].

Slika 16 prikazuje dijagram ovisnosti Sunčevog zračenja o dijelu dana.



**Slika 16:** Dijagram ovisnosti Sunčevog zračenja o dijelu dana [30]

Izraz (19) uključuje Sunčevo zračenje za određeno geografsko područje, pretpostavljenu dužinu osvijetljenog dijela dana 12 h, faktor nepovoljnog vremena poput naoblake, te učinkovitosti fotonaponskih ćelija i pripadajućih elektroničkih uređaja [2].

$$E_{electotdobivena} = \frac{I_{max} \cdot T_{day}}{\frac{\pi}{2}} \cdot A_{sc} \cdot \eta_{wthr} \cdot \eta_{sc} \cdot \eta_{cbr} \cdot \eta_{mppt} \quad (19)$$

$$E_{electotdobivena} = 1\,127 \text{ Wh}$$

Da bi let ovog zrakoplova teorijski trajao beskonačno, potrebno je da električna energija dobivena pretvorbom solarne energije u fotonaponskim ćelijama bude jednaka ili veća od vrijednosti dobivene izrazom (18).

$$E_{electotpotrošena} \leq E_{electotdobivena} \quad (20a)$$

$$1\,357 \text{ Wh} > 1\,127 \text{ Wh}$$

Iz izraza (20a) je vidljivo da za zadane parametre energija dobivena od Sunca nije dovoljna za pokrivanje potrošnje pogonskog sustava, te za rad elektroničkih uređaja i kamere. Još veći problem je velik nedostatak kapaciteta baterija za pohranu energije koja je potrebna tijekom noći dok nema Sunčevog zračenja. Gustoća energije odabranih baterija iznosi 250 Wh/kg što znači da je njihov kapacitet 264 Wh, a s pretpostavkom trajanja noći od 12 h, potreban kapacitet mora biti višestruko veći. To znači da bi letjelica usred noći ostala bez potrebne energije i ne bi zadovoljila osnovni zahtjev, a to je teorijski beskonačan let.

Provedena analiza dala je nekoliko korisnih informacija, ali je zaključak da je potrebno provesti novu analizu s ispravljenim nedostacima vidljivim iz prve iteracije. Moguće je povećanje raspona krila čime bi se povećala površina za postavljanje fotonaponskih ćelija, ali bi se povećala i masa cijele konstrukcije. Moguće je povećati i površinu fotonaponskih ćelija s 80% na 90% površine krila, te postaviti fotonaponske ćelije i na repnim površinama. Sve te ideje dale bi određeni pozitivan pomak, ali ne bi riješile veliki problem s premalim kapacitetom baterija, stoga se javila potreba za konkretnijim promjenama.

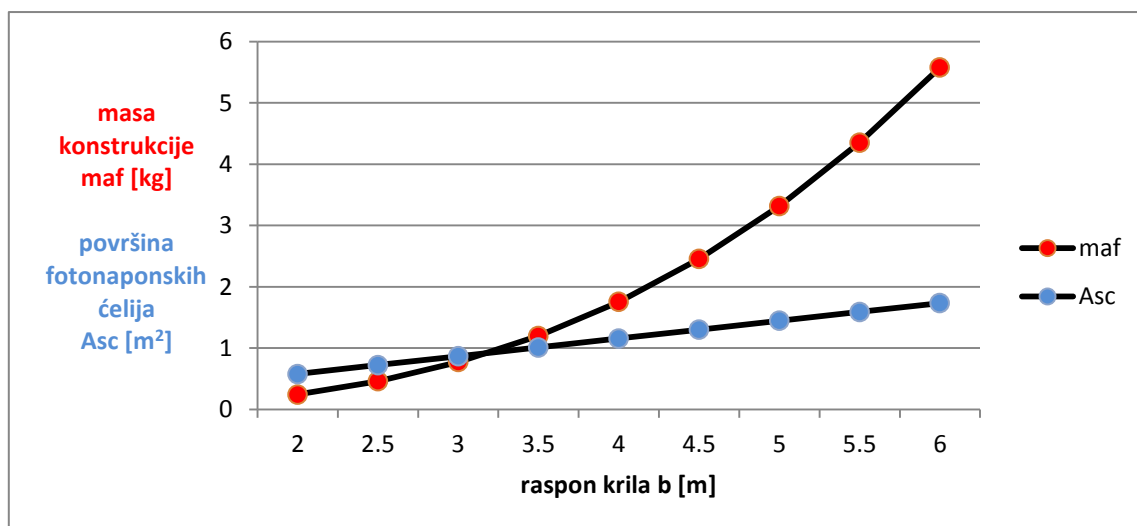
## 4.2. Druga iteracija proračuna

Kod provođenja analize u drugoj iteraciji, korišten je drugi aeroprofil krila, koji bi bolje odgovarao zbog veće duljine tetive. Neki podaci iz prve iteracije podešeni su tako da u ovoj iteraciji konvergiraju prema pozitivnom rješenju, odnosno cilju da se iznosi dobivene i potrošene energije izjednače.

Slika 17 dobivena podacima iz Tablice 5 prikazuje ovisnost mase konstrukcije i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila, a to su dva vrlo bitna parametra u proračunima mase i energije izračunata prema izrazu (4). Vidljivo je kako povećanjem raspona krila masa konstrukcije drastično raste, dok površina fotonaponskih ćelija vrlo slabo. Idealni slučaj bio bi odabir raspona krila do otprilike 3.2 m, gdje su masa konstrukcije i površina fotonaponskih ćelija u optimalnom omjeru. Međutim, potrebno je smjestiti elektroničke uređaje i dovoljnu količinu baterija, pa je zbog toga odabran veći trup koji korespondira s rasponom krila od 4.2 m. Aeroprofil SD7032 korišten je za letjelicu *SunSailor* koja je vrlo slična ovom projektu, pa su vrijednosti raspona i površine krila prema [31] navedene u Tablici 6 odabrane za ovu fazu analize.

**Tablica 5:** Ovisnost promjene raspona krila o masi konstrukcije i površini fotonaponskih ćelija

$b$ [m]	$c$ [m]	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$AR$ [-]	$W_{af}$ [N]	$m_{af}$ [kg]	$A_{sc}$ [m <sup>2</sup> ]
2	0.3214	0.6428	6.22278	2.38863	0.24349	0.57852
2.5	0.3214	0.8035	7.77847	4.51173	0.45991	0.72315
3	0.3214	0.9642	9.33416	7.58595	0.77329	0.86778
3.5	0.3214	1.1249	10.8899	11.7709	1.19988	1.01241
4	0.3214	1.2856	12.4456	17.2221	1.75556	1.15704
4.5	0.3214	1.4463	14.0012	24.0918	2.45584	1.30167
5	0.3214	1.607	15.5569	32.5296	3.31596	1.4463
5.5	0.3214	1.7677	17.1126	42.6823	4.3509	1.59093
6	0.3214	1.9284	18.6683	54.6947	5.5754	1.73556



**Slika 17:** Dijagram ovisnosti mase konstrukcije i površine fotonaponskih ćelija o rasponu krila

**Tablica 6:** Odabrani aeroprofil druge iteracije i početne pretpostavke veličine krila

Aeroprofil	SD7032
Raspon krila	$b = 4.2 \text{ m}$
Tetiva krila	$c = 0.3214 \text{ m}$
Površina krila	$S_{ref} = 1.35 \text{ m}^2$
Aspektni odnos krila	$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} = 13.06 [-]$

Masa konstrukcije računa se na isti način kao i u prvoj iteraciji, ali raspon i površina krila su se promijenile što je utjecalo i na iznos mase konstrukcije. Iz jednadžbe (4) je vidljivo da je masa mnogo manja nego u prvoj iteraciji što je definitivno pozitivan pomak.

$$W_{af} = 19.79 \text{ N}$$

$$m_{af} = 2.01 \text{ kg}$$

Odabrane fotonaponske ćelije *Azur Space S32* koristit će se i u drugoj iteraciji, pa je njihova masa po metru kvadratnom ostala nepromjenjena,  $320 \text{ g/m}^2$  [28]. Ukupna masa fotonaponskih ćelija povećala se iz dva razloga. Površina krila je nešto veća, te površina fotonaponskih ćelija iznosi 90% površine krila, a ne više 80%. Pregledom mnogih zrakoplova na solarni pogon moguće je primijetiti kako fotonaponske ćelije zauzimaju gotovo cijelu površinu krila osim napadnog i nazadnog ruba i upravljačkih površina, pa je ova pretpostavka opravdana.

$$A_{sc} = 0.9 \cdot S_{ref} \quad (21)$$

$$A_{sc} = 1.215 \text{ m}^2$$

$$m_{sc} = 389 \text{ g}$$

Iako još nije odabran konačan pogonski sustav, usporedbom prikladnih motora, reduktora, propelera, te upravljačke tiskane pločice, masa pogonskog sustava za daljnju analizu nije se mijenjala i zato iznosi

$$m_p = 250 \text{ g}$$

Pošto se u prvoj iteraciji zaključilo da postoji drastični deficit baterija, u ovoj iteraciji bilo je potrebno uzeti veći broj baterija u analizu, te pronaći baterije veće gustoće energije ukoliko je to moguće. Odabran je suvremeniji model Panasonic NCR18650B baterija s gustoćom energije od 265 Wh/kg. [32.]

$$m_{batt} = 2.85 \text{ kg}$$

Masa avionike već je u prvoj iteraciji pretpostavljena i nije bilo potrebe mijenjati njezin iznos, a isto vrijedi i za masu postavljene kamere.

$$m_{av} = 300 \text{ g}$$

$$m_{cam} = 800 \text{ g}$$

Ukupna masa vrlo malo se promijenila i sada iznosi:

$$m = \Sigma m_i = 6.6 \text{ kg} \quad (22)$$

S obzirom da se povećala masa zrakoplova, pretpostavlja se da bi se i brzine polijetanja i krstarenja trebale povećati. Za analizu aeroprofila krila u XFLR5 programu, ostavljen je širi raspon brzina, odnosno brzina polijetanja ostala je ista, a brzina krstarenja je povećana. Povećanjem raspona brzina, povećava se i raspon vrijednosti Reynoldsovih brojeva pomoću kojih se dobiju dijagrami dobiveni na Slikama 18, 19 i 20. Krivulje iz navedenih dijagrama dobivaju se na isti način kao i na Slikama 13, 14 i 15, međutim kako se radi o drugom aeroprofilu, odnosi koeficijenta uzgona o napadnom kutu, koeficijenta otpora o napadnom kutu, pa i međusobni odnos navedenih koeficijenata, su drugačiji. Za ovu analizu, vrijednosti minimalnog i maksimalnog napadnog kuta su  $\alpha_{\min} = -5^\circ$  i  $\alpha_{\max} = 25^\circ$ . Maksimalni koeficijent uzgona iznosi 1.4 pri napadnom kutu  $12^\circ$  što se može vidjeti na Slici 18. Do napadnog kuta  $12^\circ$  koeficijent otpora aeroprofila relativno je nizak, nakon čega slijedi njegovo drastično povećanje što je vidljivo na Slici 19.

$$\text{minimalna brzina (brzina polijetanja)} V_{TO} = 6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\text{maksimalna brzina (brzina krstarenja)} V_{CRS} = 10 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

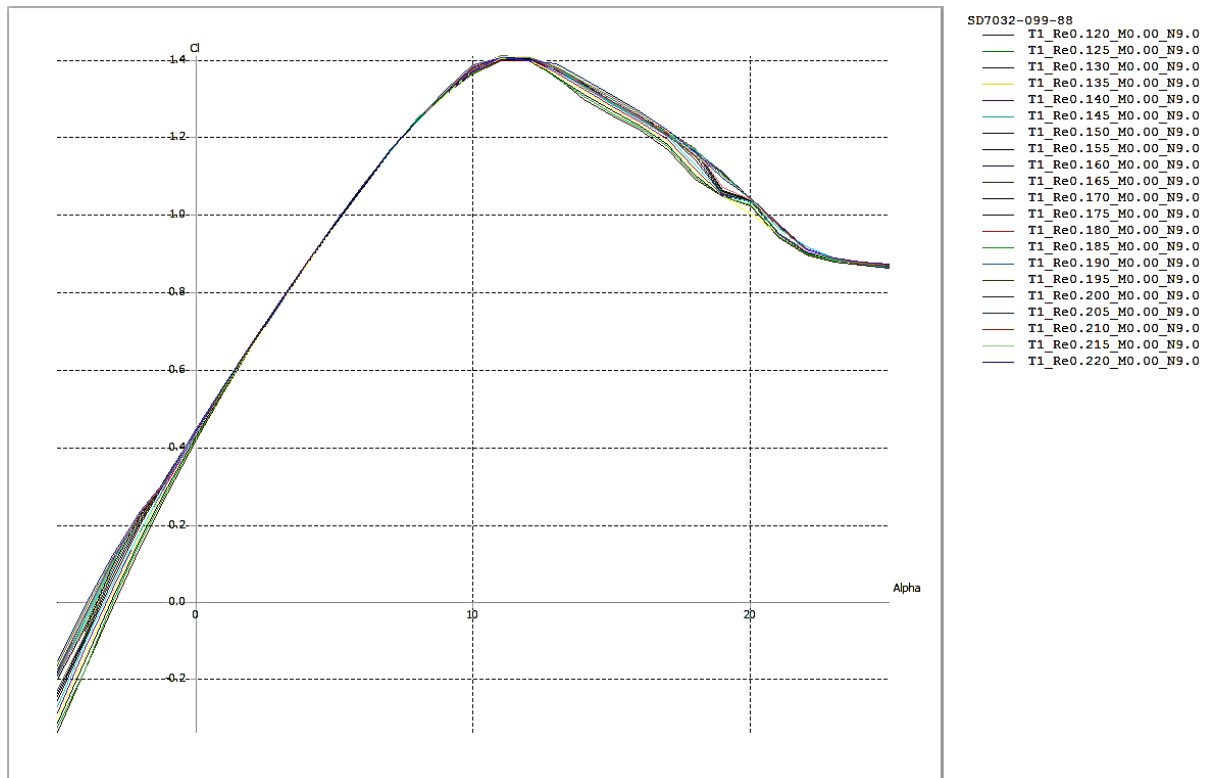


Minimalan Reynoldsov za broj brzinu polijetanja je:

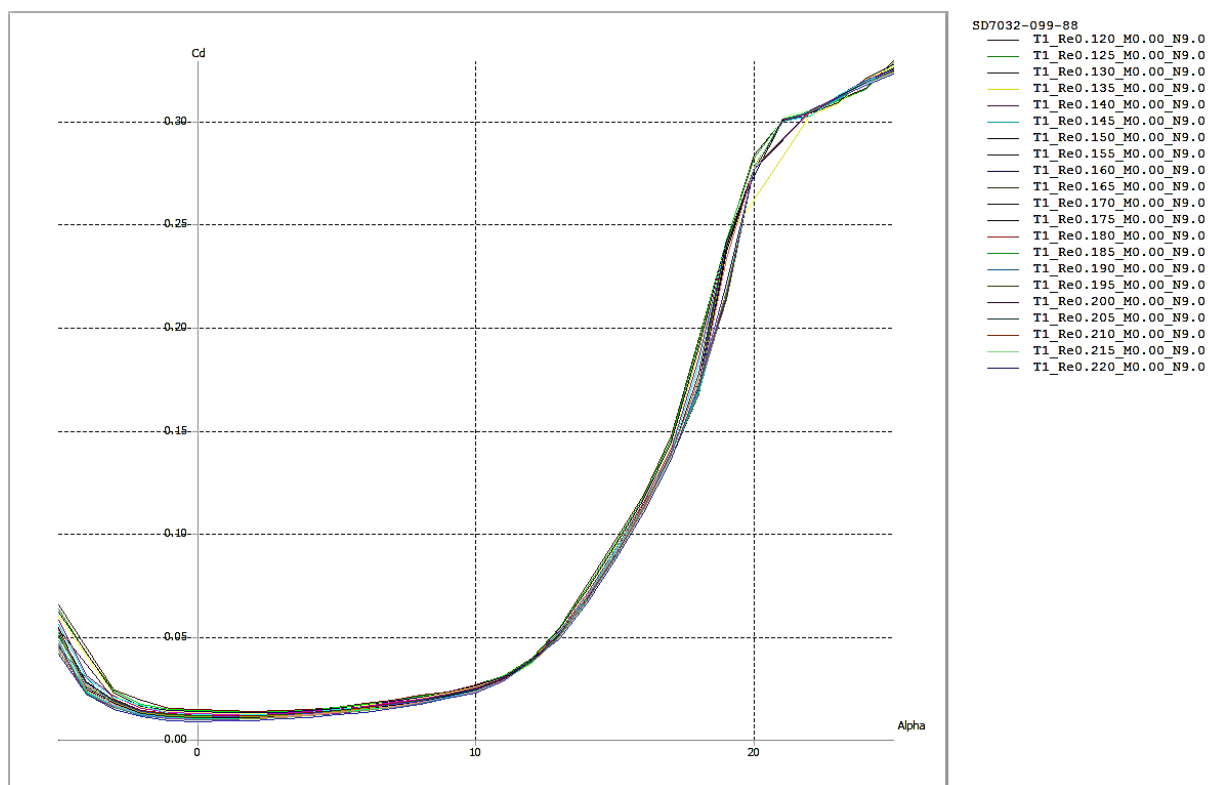
$$Re_{min} = \frac{V_{TO} \cdot c}{\nu} = 128\,560 \quad (23)$$

Maksimalan Reynoldsov broj za brzinu krstarenja je:

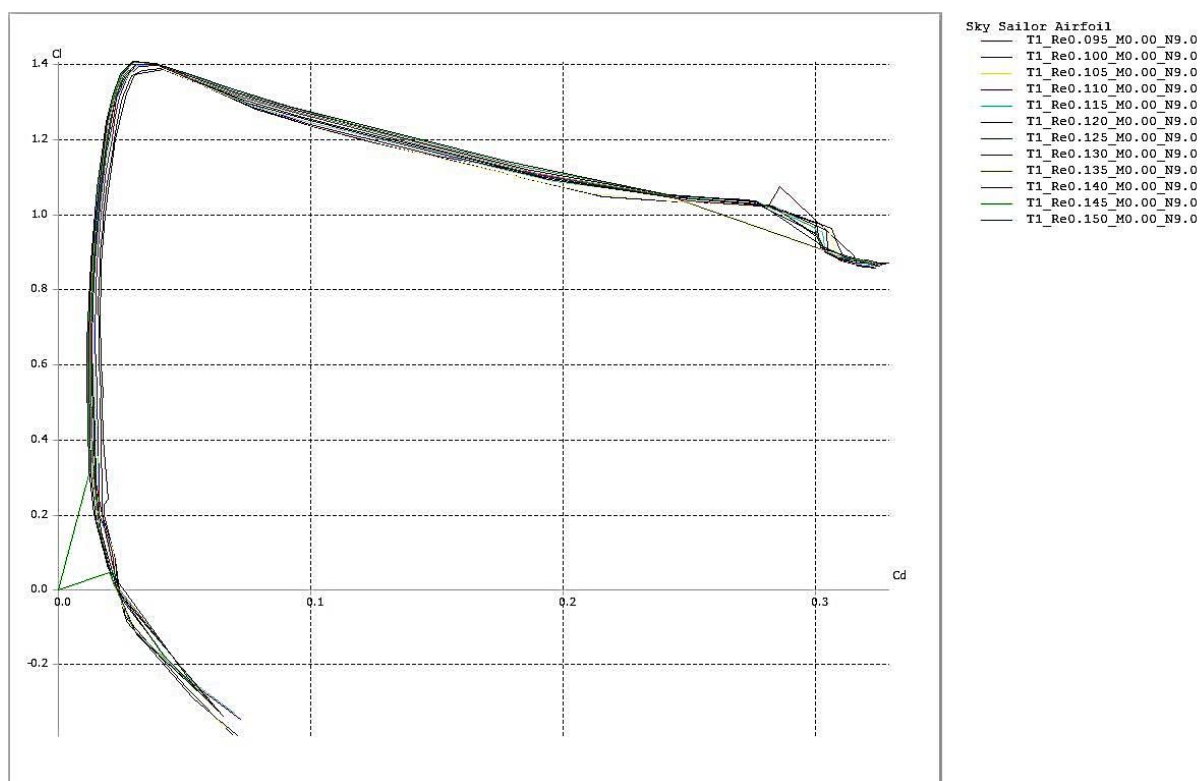
$$Re_{max} = \frac{V_{TO} \cdot c}{\nu} = 214\,266 \quad (24)$$



**Slika 18:** Dijagram ovisnosti  $C_L$ - $\alpha$  aeroprofila SD7032



**Slika 19:** Dijagram ovisnosti  $C_D - \alpha$  aeroprofila SD7032



**Slika 20:** Dijagram ovisnosti  $C_L - C_D$  aeroprofila SD7032

Kako bi se bolje procijenile brzine polijetanja i brzine krstarenja, potrebno je izračunati brzinu sloma uzgona. Ispod te brzine, protok zraka preko krila nije dovoljan, te težina postaje veća od uzgona, a letjelica se ne može održati u zraku. Maksimalni koeficijent uzgona moguće je očitati iz Slike 18 i iznosi 1.4 pri napadnom kutu od  $12^\circ$ .

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_{ref} \cdot C_{L_{max}}}} \quad (25)$$

$$V_{stall} = 7.48 \frac{\text{m}}{\text{s}} \text{ pri } \alpha = 12^\circ$$

Izračunata brzina sloma uzgona jasno daje do znanja da se brzina polijetanja mora povećati, dok brzinu krstarenja, iako blizu sloma uzgona, tijekom mirnih vremenskih uvjeta neće biti potrebno korigirati.

Da bi zrakoplov horizontalno letio, uzgon mora biti jednak težini. Kako se procijenjena masa povećala, povećao se i uzgon [2].

$$L = 64.746 \text{ N}$$

$$q_\infty = 61.25 \text{ Pa}$$

$$C_L = 0.78 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

Ukupan koeficijent otpora suma je koeficijenta otpora aeroprofila krila, induciranog otpora i parazitskog otpora čije se vrijednosti dobivaju ekvivalentno izrazima (12), (13), (14) i (15).

$$C_{D_{afl}} = 0.01 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

$$C_{D_{ind}} = 0.0176$$

$$C_{D_{par}} = 0.0065$$

$$C_D = 0.034$$

Snaga potrebna za horizontalan let drugačija je nego u prvoj iteraciji, jer se povećao ukupan otpor letjelice, ali je i pretpostavljena veća brzina krstarenja.

$$P_{level} = 28.11 \text{ W} \quad (26)$$

Ukupna snaga koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja može se vidjeti iz izraza (27).

$$P_{electot} = 42.17 + 20.76 = 63 \text{ W} \quad (27)$$

Prvi član u jednadžbi (27) prikazuje da motor mora imati snagu veću od 42.17 W da bi održavao zrakoplov u horizontalnom letu. Osim snage potrebne za horizontalan let izračunate u izrazu (26), u prvom članu jednadžbe (27) u obzir su uzete i učinkovitosti pojedinih dijelova pogonske grupe, odnosno učinkovitost reduktora, upravljačke tiskane pločice, propelera, te samog motora. Primarno je u analizu uključen motor koji s pripadajućim reduktorom i upravljačkom tiskanom pločicom ima izlaznu snagu 40 W što znači da je potrebno odabrati motor veće snage.

Ukupnu električnu energiju koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja, koja uključuje dužinu dana i noći, te faktore punjenja i pražnjenja baterija daje izraz (18) [2].

$$E_{electot_{potrošena}} = 1\,594 \text{ Wh} \quad (28)$$

Ukupna dobivena energija računa se pomoću izraza (19). Razlika u odnosu na prvu iteraciju je u površini fotonaponskih ćelija.

$$E_{electot_{dobivena}} = 1\,533 \text{ Wh}$$

Potrošena energija mora biti jednaka ili manja od dobivene da bi zrakoplov mogao letjeti prema izrazu (20b).

$$E_{electot_{potrošena}} \leq E_{electot_{dobivena}} \quad (20b)$$

$$1\,594 \text{ Wh} > 1\,533 \text{ Wh}$$

Iz proračuna je vidljivo da za zadane parametre energija dobivena od Sunca i dalje nije dovoljna za pokrivanje potrošnje pogonskog sustava, te za rad elektroničkih uređaja i kamere, ali se kroz drugu iteraciju približilo konačnom rješenju. Kapacitet baterija još uvijek nije dovoljan, ali za razliku od prve iteracije, rješenje je mnogo bolje i u sljedećim iteracijama se mogu otkloniti i posljednji nedostaci. Najveći pomak u drugoj iteraciji je drastično smanjenje mase same konstrukcije, dok se za taj iznos povećala masa baterija, pa je ukupna masa zrakoplova neznatno veća nego masa u prvoj iteraciji. Uočeni nedostaci u drugoj iteraciji su

malen deficit kapaciteta baterija, malen suficit potrošene energije u odnosu na dobivenu energiju od Sunca, te je potrebno pronaći motor veće snage. Cilj sljedeće faze proračuna je otklanjanje tih nedostataka.

### 4.3. Treća iteracija proračuna

I treća iteracija započinje procjenom mase konstrukcije. Kako se raspon i površina krila nisu mijenjale, mase konstrukcije i fotonaponskih ćelija ostale su nepromjenjene.

$$m_{af} = 2.01 \text{ kg}$$

$$m_{sc} = 389 \text{ g}$$

Proračun je pokazao da bi 3kg baterija Panasonic NCR18650B odabranih u drugoj iteraciji bilo dovoljno za let zrakoplova tijekom noći i vremena smanjenog Sunčevog zračenja.

$$m_{batt} = 3 \text{ kg}$$

Mase avionike i kamere se ni u trećoj iteraciji nisu mijenjale i iznose:

$$m_{av} = 300 \text{ g}$$

$$m_{cam} = 800 \text{ g}$$

Nakon provedene druge iteracije, uočen je nedostatak koji se odnosi na motor premale snage za horizontalan let. Zbog toga je bilo potrebno pronaći motor, reduktor, te upravljačku tiskanu pločicu što manjih masa, te što većih učinkovitosti. Nakon detaljne potrage, najbolje rješenje bilo je odabir proizvoda tvrtke Maxon [34].

U Tablici 7 se nalaze osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe.

**Tablica 7:** Osnovni podaci o odabranim komponentama pogonske grupe [35-38]

<b>MOTOR</b>	EC19 $\phi$ 19, brushless, 60W
Snaga	60 W
Brzina vrtnje	67 000 okr/min
Učinkovitost	89 %
Masa	98 g
Cijena	1 670 kn
<b>REDUKTOR</b>	Planetary Gearhead GP19B
Redukcijski faktor	29:1
Učinkovitost	81 %
Ležaj	Kuglasti
Masa	31 g
Cijena	906 kn
<b>UPRAVLJAČKA PLOČICA</b>	ESCON Module 50/4
Dimenzije	43.2 x 31.8 x 12.7 mm
Učinkovitost	97 %
Masa	11 g
Cijena	920 kn
<b>PROPELER</b>	Dualsky 20 Wooden Propeller
Promjer	20", 50.8 cm
Masa	61 g
Učinkovitost	~ 85 %
Cijena	380 kn

Ukupna masa odabranih komponenti pogonske grupe je

$$m_p = 201 \text{ g.}$$

Odabirom ove pogonske grupe, riješen je problem motora premale snage. Dodatni pozitivan učinak je smanjenje mase za 49 g.

Ukupna masa zrakoplova iznosi

$$m = \Sigma m_i = 6.7 \text{ kg} \quad (29)$$

Da bi zrakoplov horizontalno letio, uzgon mora biti jednak težini što je izračunato iz izraza (9) [2].

$$L = 65.727 \text{ N}$$

$$C_L = 0.8 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

Ukupan koeficijent otpora dobiva se pomoću vrijednosti iz izraza (12), (13), (14) i (15) [2].

$$C_{D_{afl}} = 0.01 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

$$C_{D_{ind}} = 0.0178$$

$$C_{D_{par}} = 0.0065$$

$$C_D = 0.0343$$

Snaga potrebna za horizontalan let u trećoj iteraciji dobiva se iz izraza (16).

$$P_{level} = 28.36 \text{ W}$$

Ukupna snaga koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja dobiva se iz izraza (17).

$$P_{electot} = 47.71 + 20.76 = 68.4 \text{ W} \quad (30)$$

Prvi član u izrazu (30) prikazuje da motor mora imati snagu veću od 47.71 W da bi održavao zrakoplov u horizontalnom letu. S obzirom da odabrani motor ima snagu 60 W, znači da je pogonska grupa odgovarajuća.

Ukupna električna energija koja se troši za pogon i rad elektroničkih uređaja, koja uključuje dužinu dana i noći, te faktore punjenja i pražnjenja baterija dobivena je iz izraza (18).

$$E_{electot_{potrošena}} = 1 \text{ 730 Wh} \quad (31)$$

Primjenom vrijednosti prosječnih Sunčevih zračenja u Zagrebu, Dubrovniku i Hrvatskoj definiranih u [44], te jednadžbe (19) izračunate su vrijednosti dobivene električne energije za navedena područja. Zagreb je uzet kao primjer Sunčevog zračenja u kopnenim područjima Hrvatske gdje je Sunčevo zračenje minimalnog iznosa u Hrvatskoj, a Dubrovnik predstavlja

Sunčevo zračenje u priobalnim područjima gdje je ono maksimalnog iznosa. Te vrijednosti prikazane su Tablicom 8.

**Tablica 8:** Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i dobivena energija za područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske u trećoj iteraciji [44]

Područje	$I_{max}$ [W/m <sup>2</sup> ]	$E_{electot\,dobivena}$ [Wh]
Zagreb	1 300	1 246
Dubrovnik	1 700	1 629
Republika Hrvatska	1 500	1 437

Sve tri vrijednosti su manje od energije koja se potroši za horizontalan let zrakoplova i rad njegovih uređaja što znači da let ne bi mogao trajati beskonačno. Kako bi se smanjila ukupna energija koju zrakoplov potroši u jednom cijelom ciklusu, moguće je unaprijediti određene komponente pogonske grupe. Švicarska bespilotna letjelica na solarni pogon, *Sky-Sailor*, ima reduktor koji se ne može naći na tržištu, već je izrađen posebno za tu letjelicu. Učinkovitost tog reduktora iznosi visokih 97 % [2], dok reduktor odabran za prve dvije iteracije u ovom radu ima učinkovitost 81 % [36]. Iako se cijena zasigurno povećava, moguće je izraditi reduktor mnogo bolje učinkovitosti i prilagoditi ga točno određenoj letjelici. Masa takvog reduktora ne bi se bitnije promijenila od reduktora koje se može naći na tržištu, ali se zato može povećati njegova učinkovitost, te prilagoditi točno onaj redukcijski faktor koji je potreban. Ako se provede analiza s reduktorom kakav je postavljen na zrakoplov *Sky-Sailor*, potrošnja električne energije zrakoplova bitno će se smanjiti što se može vidjeti usporedbom izraza (31) i (33).

$$P_{electot} = 39.84 + 20.76 = 60.6 \text{ W} \quad (32)$$

$$E_{electot} = 1\,533 \text{ Wh} \quad (33)$$

Iz izraza (33) vidljivo je kako je učinkovitiji reduktor pozitivno utjecao na potrošnju energije. S njim bi ovaj zrakoplov teorijski mogao letjeti beskonačno na priobalnom području Republike Hrvatske gdje je Sunčevo zračenje veće nego u kopnenim krajevima. Međutim, valja napomenuti kako izračunate vrijednosti energije koja je dobivena od Sunca nisu maksimalne. S jedne strane, na repnim površinama dostupna je mala površina za smještaj dodatnih fotonaponskih ćelija koje bi prikupile određenu količinu solarne energije i pretvorile



ju električnu. Kako još nije provedena analiza repa, te dodatne fotonaponske ćelije još nisu uzete u obzir. S druge strane, u svim proračunima korišten je faktor vremena  $\eta_{wthr} = 0.7$  [2] koji uključuje nepovoljne vremenske prilike poput naoblake za let solarnog zrakoplova. Ako bi se radilo o potpuno sunčanim vremenskim prilikama, iznos tog faktora bio bi 1, a ukupna dostupna energija dobivena od Sunca bila bi veća.

#### 4.4. Konstrukcija trupa

Konstrukcija trupa bespilotne letjelice na solarni pogon na solarni pogon je relativno jednostavna, jer ne postoji potreba za smještaj goriva, putnika i njihovog tereta. Osnovne komponente koje se smještaju u trup solarne letjelice su avionika, baterije, motor, te koristan teret koji se sastoji od nadzorne kamere. Dimenzije trupa određuju se iz izraza (34) koji je složen usporedbom sličnih letjelica, a daje odnos između duljine trupa i raspona krila [33]. Raspon krila iznosi 4.2 m.

$$Fuselage_{length} = F_L = b^{0.5289} \quad (34)$$

$$F_L = 2.14 \text{ m}$$

Konstrukcija trupa bit će podijeljena na dva osnovna dijela. Jedan dio bit će većeg volumena i služiti će za smještaj pogonske grupe, većine elektroničkih dijelova i baterija. Njegova duljina bit će 1.14 m, dok prema [39] njegov promjer ne bi smio biti veći od 0.4 m zbog otpora zraka, pa je odabran promjer 0.3 m. Drugi, manji dio bit će cijev duljine 1 m i promjera 0.02 m, te će na njega biti spojene repne površine.

#### 4.5. Konstrukcija repa

Kod malih bespilotnih letjelica gotovo i nema pomicanja centra mase, pa se traže najbolje performanse. S druge strane, putnički zrakoplovi moraju biti konstruirani na način da je moguće pomicanje centra mase zbog putnika, tereta i goriva, odnosno, zrakoplov je potrebno trimati kako bi bio stabilan. Za ovaj projekt odabran je V-rep. Njegove prednosti su manja masa, jednostavnost zbog manjeg broja površina od konvencionalnog repa, te smanjen inducirani i parazitski otpor. Smanjenu stabilnost zrakoplova s V-repom moguće je ispraviti inercijskom mjernom jedinicom, a nedostatak je lošija upravljivost. Za razliku od konvencionalnog repa koji na horizontalnom stabilizatoru ima kormilo visine (eng. *elevator*),

a na vertikalnom kormilo pravca (eng. *rudder*), V-rep ima jedinstvene upravljačke površine, a njihov naziv, *ruddervators*, dobiven je kombinacijom engleskih termina za kormila pravca i visine [45].

Pozicija repa računa se pomoću metode prema [39] za slučaj smještaja motora s prednje strane konstrukcije. Udaljenost između četvrtine tetive repa i četvrtine tetive krila iznosi 60% duljine trupa čija je duljina 2.14 m.

$$L_{VT} = L_{HT} = 0.6 \cdot 2.14 = 1.284 \text{ m} \quad (35)$$

Površine horizontalnog i vertikalnog dijela repa računaju se pomoću izraza (36) i (37).

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} \cdot b \cdot S_{ref}}{L_{VT}} = 0.0883 \text{ m}^2 \quad (36)$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \cdot c \cdot S_{ref}}{L_{HT}} = 0.169 \text{ m}^2 \quad (37)$$

Koeficijenti  $c_{VT}$  i  $c_{HT}$  preuzeti su iz [40] i iznose 0.02 i 0.5. Raspon krila  $b$  iznosi 4.2 m, tetiva krila  $c$  0.3214 m, a  $S_{ref}$  je površina krila iznosa 1.35 m<sup>2</sup>.

Za proračun V-repa potrebno je odrediti kut otklona lijeve i desne površine koristeći metodu prema [39].

$$\alpha_{TD} = \arctan\left(\sqrt{\frac{S_{VT}}{S_{HT}}}\right) \quad (38)$$

$$\alpha_{TD} = 35.86^\circ$$

Površina jedne strane V-repa iznosi:

$$S_T = \frac{S_{HT}/2}{\cos(\alpha_{TD})} \quad (39)$$

$$S_T = 0.104 \text{ m}^2$$

Tetiva profila repa trebala bi iznositi oko 60% tetive profila krila.

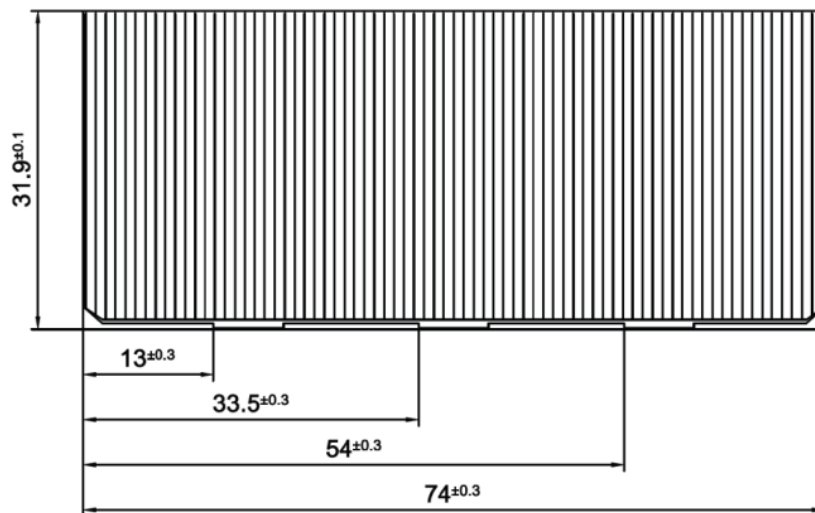
$$c_T = 0.19284 \text{ m}$$

Uzimajući u obzir dihedral repnih površina, ukupan raspon V-repa iznosi

$$b_T = 0.54 \text{ m}$$

## 4.6. Konačna konfiguracija

### 4.6.1. Azur Space S32 fotonaponske ćelije



**Slika 21:** Fotonaponska ćelija Azur Space S32 s dimenzijama u [mm] [28]

*Azur Space Solar Power* je jedna od vodećih tvrtki u razvoju i proizvodnji fotonaponskih ćelija za svemirsku tehnologiju, te upotrebu na Zemlji. Fotonaponska ćelija S32, prikazana na Slici 21, koja je odabrana za ovu solarnu letjelicu ima nešto nižu učinkovitost od konkurencije, ali zato ima mnogo manju masu koja iznosi samo  $320 \text{ g/m}^2$  što ju čini idealnom za malu bespilotnu letjelicu na solarni pogon. Proračunom se pokazalo kako je za beskonačno trajanje leta ove solarne letjelice potrebna površina fotonaponskih ćelija  $A_{sc} = 1.215 \text{ m}^2$ , što znači da je ukupna masa solarnih ćelija  $m_{sc} = 389 \text{ g}$  [28].

**Tablica 9:** Tehničke specifikacije *Azur Space S32* fotonaponskih ćelija [28]

Dimenzije [mm]	74.0 x 31.9 x 0.13
Površina [ $\text{cm}^2$ ]	23.61
Masa [ $\text{g/m}^2$ ]	320
Napon [V]	0.528
Struja [A]	4.34
Učinkovitost [%]	16.9

#### 4.6.2. Panasonic NCR18650B baterije

Za ovu solarnu letjelicu, odabrane su punjive litij ionske baterije japanskog proizvođača Panasonic prikazane na Slici 22. S gustoćom energije od čak 265 Wh/kg su jedne od najboljih baterija koje se trenutno mogu naći na tržištu. Kako bi se zadovoljile energetske potrebe za let tijekom noći, potrebno je instalirati 65 komada ovih baterija, a njihova ukupna masa iznosi 3 kg. Na Slici 23 prikazana je shema mogućeg postavljanja tako velikog broja baterija u malu solarnu letjelicu s ciljem uštede prostora. [32.]



**Slika 22:** Panasonic NCR18650B baterije [32]



**Slika 23:** Shema postavljanja baterija s ciljem uštede prostora [41]

**Tablica 10:** Tehničke specifikacije Panasonic NCR18650B baterija [32]

Model	NCR18650B
Kapacitet [Ah]	3.4
Energija [Wh]	12.2
Gustoća energije [Wh/kg]	265
Napon [V]	3.7
Masa [g]	46
Promjer [mm]	18.06
Visina [mm]	65

### 4.6.3. Procjena mase

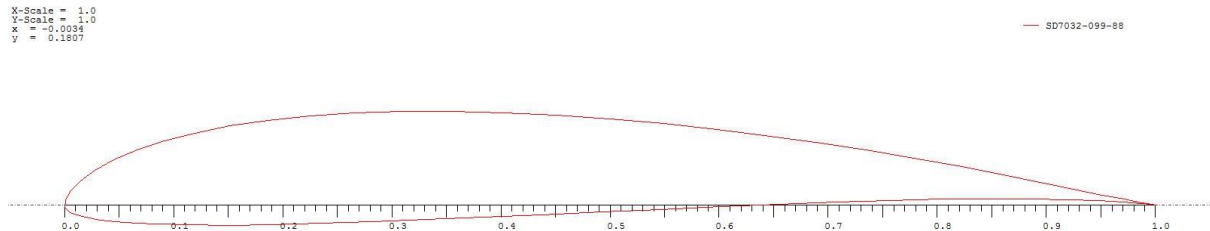
Tablica 11 prikazuje popis svih uređaja i njihovih masa u konačnoj konfiguraciji bespilotne letjelice na solarni pogon.

**Tablica 11:** Popis svih uređaja i njihovih masa

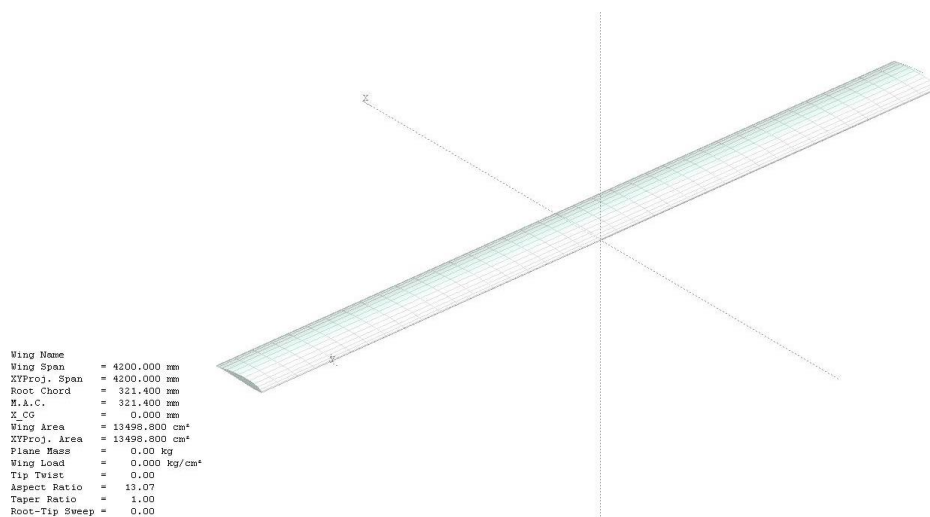
<b>Komponenta</b>		<b>Masa [g]</b>
Autopilot	<i>MP1028</i>	9
IMU	<i>3DM-GX3-25 Microstrain</i>	18
GPS	<i>NB1041</i>	15
Upravljačka pločica	<i>MWC Multi Flight Controller</i>	18
Servo pločica	<i>Pololu Micro Serial Servo Controller</i>	7
RC prijamnik	<i>ImmersionRC EzUHF 8-channel Receiver</i>	10
Radio modem	<i>RFD 900+ modem</i>	15
MPPT	<i>preuzeto s letjelice Sky-Sailor</i>	44
Senzor visine	<i>Altimeter module MS5607</i>	5
Senzor brzine	<i>MPXV7002</i>	4
Kablovi i pretvarači		95
<b>Avionika</b>		<b>240</b>
Motor	<i>Maxon EC 19 <math>\phi</math>19, brushless, 60 W</i>	98
Reduktor	<i>po mjeri</i>	31
Upravljačka pločica	<i>Maxon ESCON Module 50/4</i>	11
Propeler	<i>Dualsky 20 Wooden Propeller</i>	61
<b>Pogonski sustav</b>		<b>201</b>
<b>Trup</b>		<b>2 010</b>
Fotonaponske ćelije na krilu	<i>Azur Space S-32</i>	389
Fotonaponske ćelije na repu	<i>Azur Space S-32</i>	60
<b>Fotonaponske ćelije</b>		<b>449</b>
Baterije	<i>NCR18650B</i>	65 x 46
<b>Baterije</b>		<b>3 000</b>
Kamera	<i>CM 100</i>	800
<b>Teret</b>		<b>800</b>
<b>UKUPNO</b>		<b>6 700</b>

#### 4.6.4. Analiza aerodinamike krila

Slika 24 prikazuje aeroprofil krila SD7032 čije su koordinate preuzete iz [42], a Slika 25 krilo navedenog aeroprofila raspona 4.2 m. Obje slike izrađene su pomoću programa XFLR5.



**Slika 24:** Aeroprofil SD7032



**Slika 25:** Krilo aeroprofila SD7032

Ukupna masa zrakoplova određena je u trećoj iteraciji proračuna. Kako se ni aeroprofil ni dimenzije krila nisu se mijenjali, aerodinamička analiza provedena u trećoj iteraciji dala je konačne vrijednosti koeficijenata uzgona i otpora.

$$m = 6.7 \text{ kg}$$

$$L = 65.727 \text{ N}$$

$$C_L = 0.8 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

$$C_{D_{afl}} = 0.01 \text{ pri } \alpha = 4^\circ$$

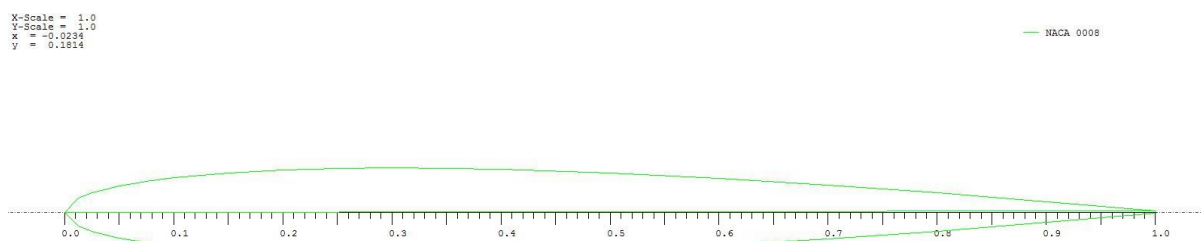
$$C_{D_{ind}} = 0.0178$$

$$C_{D_{par}} = 0.0065$$

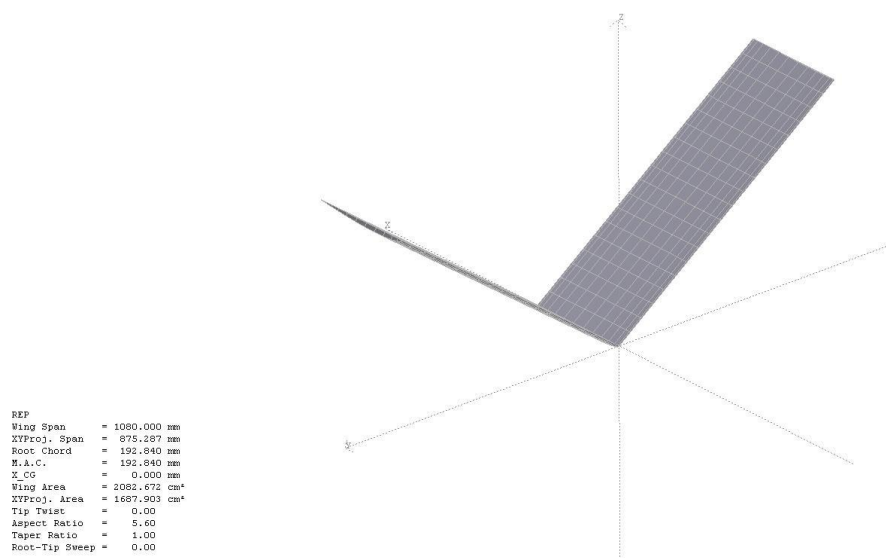
$$C_D = 0.0343$$

#### 4.6.5. Analiza repa

Slika 26 prikazuje aeroprofil repa NACA0008 čije su koordinate preuzete iz [43], a Slika 27 rep navedenog aeroprofila, te su obje slike također izrađene pomoću programa XFRLR5.



**Slika 26:** Aeroprofil NACA0008



**Slika 27:** V-rep aeroprofila NACA0008

Aeroprofil repnih površina mora biti simetričan, jer njegova uloga nije stvaranje uzgona, već služi stabilizaciji zrakoplova, te je zbog toga odabran NACA0008 aeroprofil. Pozicija repa određena je metodom prema [39] definirajući udaljenost između četvrtine tetive repa i četvrtine tetive krila koja mora iznositi 60% duljine trupa, a čija je duljina 2.14 m.

$$L_{VT} = L_{HT} = 1.284 \text{ m}$$

Dihedral kuta V-repa određen je izrazom (38).

$$\alpha_{TD} = 35.86^\circ$$

Površina jedne strane V-repa iznosi prema (39):

$$S_T = 0.104 \text{ m}^2$$

Tetiva profila repa trebala bi iznositi oko 60% tetive profila krila [33] i to daje vrijednost

$$c_T = 0.19284 \text{ m}$$

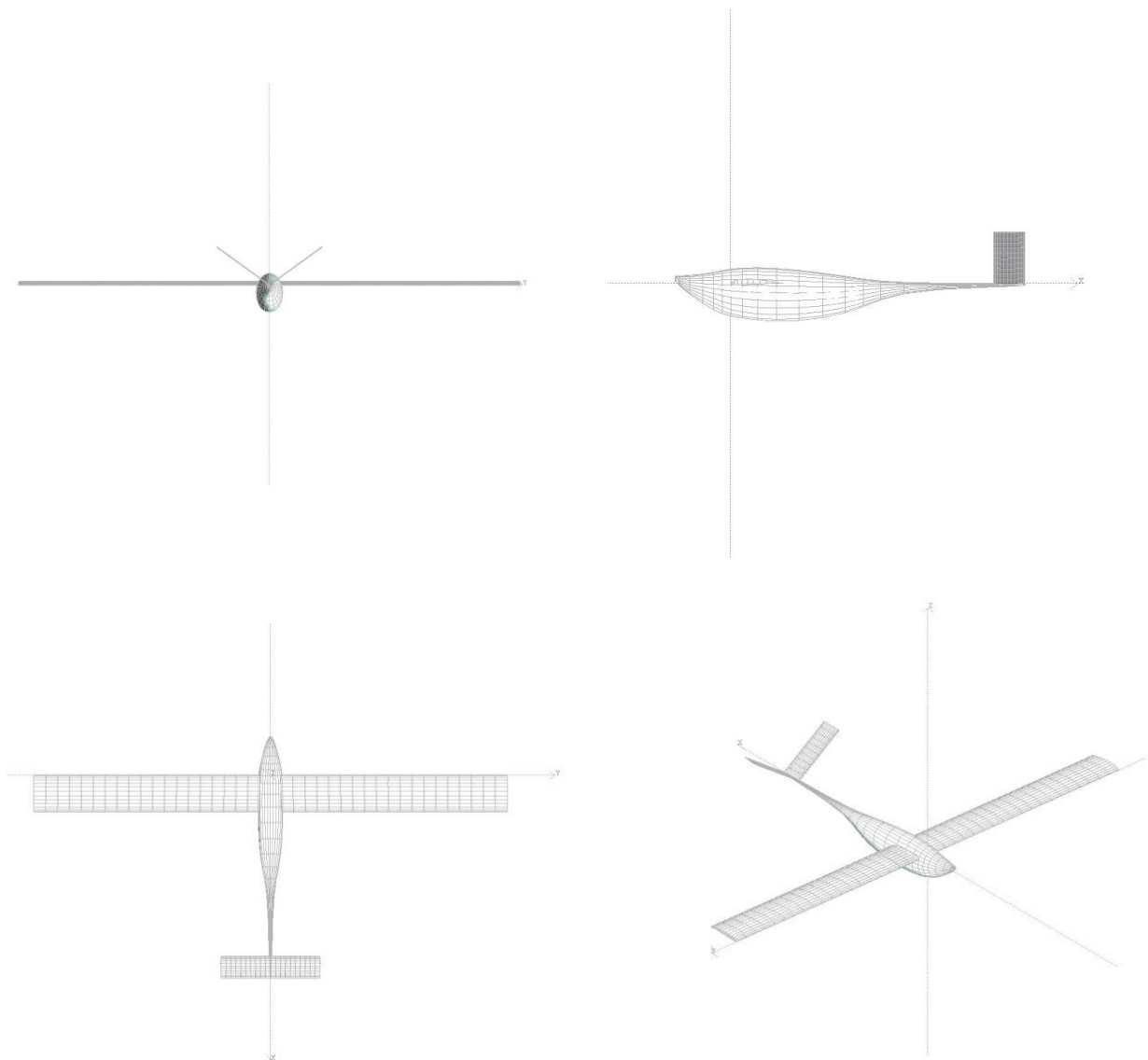
Uzimajući u obzir dihedral repnih površina, ukupan raspon V-repa iznosi

$$b_T = 0.54 \text{ m}$$



#### 4.6.6. Konstrukcija letjelice

Slika 28 prikazuje konceptualnu konfiguraciju letjelice na solarni pogon izrađene u programu XFLR5, a u Tablici 12 sve vrijednosti parametara koji su dobiveni u posljednjoj iteraciji proračuna koja odgovara konačnoj konfiguraciji. Podaci u Tablici 12 nabrojani su po redu pojavljivanja u proračunu konačne konfiguracije.



**Slika 28:** Konceptualni prikaz konstrukcije zrakoplova iz četiri pogleda

**Tablica 12:** Popis iznosa svih parametara u konačnoj konfiguraciji zrakoplova na solarni pogon

Parametar	Iznos	Jedinica	Opis
$b$	4.2	m	raspon krila
$c$	0.3214	m	tetiva aeroprofila krila
$S_{ref}$	1.35	m <sup>2</sup>	površina krila
$AR$	13.06	-	aspektni odnos krila
$\alpha$	~	°	napadni kut
$A_{sc}$	1.4022	m <sup>2</sup>	površina fotonaponskih ćelija
$V_{CRS}$	10	m/s	brzina krstarenja
$C_L$	0.79	-	koeficijent uzgona
$C_{Dafl}$	0.01	-	koeficijent aeroprofila krila
$C_{Dind}$	0.0178	-	inducirani koeficijent uzgona
$C_{Dpar}$	0.0065	-	parazitski koeficijent otpora
$C_D$	0.0343	-	koeficijent otpora
$\eta_{mot}$	0.89	-	učinkovitost motora
$\eta_{grb}$	0.97	-	učinkovitost reduktora
$\eta_{ctrl}$	0.97	-	učinkovitost upravljačke pločice
$\eta_{plr}$	0.85	-	učinkovitost propelera
$\eta_{bec}$	0.65	-	učinkovitost elektroničkih pretvarača
$P_{level}$	28.36	W	snaga za horizontalni let
$P_{av}$	1.5	W	potrošnja avionike
$P_{pld}$	12	W	potrošnja tereta (kamere)
$T_{day}$	12	h	vrijeme trajanja dana
$\eta_{chrg}$	0.95	-	učinkovitost punjenja baterija
$\eta_{dschrg}$	0.95	-	učinkovitost pražnjenja baterija
$I_{max}$	1300-1700	W/m <sup>2</sup>	maksimalno Sunčevo zračenje
$\eta_{cbr}$	0.9	-	faktor zakrivljenosti solarnih ćelija
$\eta_{mppt}$	0.97	-	učinkovitost MPPT-a
$F_L$	2.14	m	duljina trupa
$\alpha_{TD}$	35.86	°	dihedral V-repa
$S_T$	0.208	m <sup>2</sup>	površina repa
$b_T$	0.88	m	raspon V-repa

#### 4.6.7. Energetski proračun

Ukupna površina V-repa iznosi  $0.208 \text{ m}^2$ . Ako se postave fotonaponske ćelije na 90% površine repa, kao što je to bio slučaj i na krilu, moguće je pretvoriti dodatnu solarnu energiju u električnu zbog povećanja ukupne površine fotonaponskih ćelija na cijelom zrakoplovu. Površina fotonaponskih ćelija na repu iznosi  $0.1872 \text{ m}^2$ , a ako se taj iznos zbroji s površinom fotonaponskih ćelija od  $1.215 \text{ m}^2$  postavljenih na krilu, ukupna površina fotonaponskih ćelija na zrakoplovu dana je u izrazu (36). Tablica 13 prikazuje vrijednosti dobivene energije za tri navedena područja Republike Hrvatske koristeći izraz (19), te vrijednost konačne površine fotonaponskih ćelija  $A_{sc}$  iz izraza (36) zbog čega su se i vrijednosti dobivene energije povećale.

$$A_{sc} = A_{sc_{krilo}} + A_{sc_{rep}} \quad (36)$$

$$A_{sc} = 1.4022 \text{ m}^2$$

**Tablica 13:** Vrijednosti prosječnog sunčevog zračenja i dobivena energija za područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske konačne konfiguracije zrakoplova

	$I_{max} [\text{W/m}^2]$	$E_{electot_{dobivena}} [\text{Wh}]$
Zagreb	1 300	1 438
Dubrovnik	1 700	1 880
Republika Hrvatska	1 500	1 659

Potrošnja električne energije zrakoplova prema iznosu (18) iznosi

$$E_{electot_{potrošena}} = 1\,533 \text{ Wh}$$

Iz Tablice 13 moguće je zaključiti kako bi ovakva konfiguracija zrakoplova teoretski mogla letjeti beskonačno dugo od proljetnog do jesenskog ekvinocija kada dan traje najmanje 12 sati i to u priobalnom području Hrvatske, ali i kombinirajući let po cijelom području Republike Hrvatske. U kopnenim područjima, na primjer u Zagrebu, Sunčevim se zračenjem ne dobije dovoljno energije za beskonačan let ovakvog zrakoplova, ali valja napomenuti kako je u obzir uzet faktor vremenskih neprilika  $\eta_{wthr}$ , pa bi se teorijski za izrazito sunčanog vremena beskonačan let mogao vršiti i u kopnenim područjima Republike Hrvatske.

## 5. Optimiranje visine leta

Optimiranje visine leta obzirom na zahtjeve opreme i trajanje leta započinje definiranjem parametara koji se mijenjaju s promjenom visine. Iako vrlo malo, gravitacijska konstanta  $g$  opada s porastom visine. Ta promjena utječe na ukupnu težinu letjelice, a da bi zrakoplov horizontalno letio, uzgon mora biti jednak težini, što znači da je s porastom visine potreban sve manji uzgon. Puno veći utjecaj ima gustoća zraka  $\rho$ , koja vrlo intenzivno opada s porastom visine. Što zrakoplov leti na većoj visini, to je potrebna veća stvarna brzina leta kako bi se ostvario dovoljan uzgon pri istom napadnom kutu. Iz izraza (37) moguće je odrediti navedeno povećanje brzine leta, a dijagram na Slici 29 prikazuje režim rasta stvarne brzine s porastom visine leta.

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_L \cdot \rho \cdot S_{ref}}} \quad (37)$$

Kako je otpor aeroprofila konstantan, inducirani otpor se smanjuje porastom brzine leta, a parazitski raste, time se može zaključiti da se ukupan otpor neće mijenjati s porastom visine leta, jer iako stvarna brzina raste s porastom visine raste, inducirana ostaje nepromjenjena. Izraz (38) daje odnos vrijednosti stvarne i inducirane brzine [48].

$$V_{TAS} = V \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (38)$$

Iznosi parametara koji se ne mijenjaju s porastom visine prikazane su u Tablici 14. Tablica 15 prikazuje ovisnost vrijednosti snage potrebne za horizontalan let i potrošene električne energije o visini leta, koje se mijenjaju s porastom visine, dok Tablica 16 dobivene maksimalne električne energije za područje Zagreba, Dubrovnika i Hrvatske uzimajući u obzir sunčano vrijeme bez naoblake, odnosno  $\eta_{wthr} = 1$ .

**Tablica 14:** Iznosi parametara koji se ne mijenjaju s porastom visine

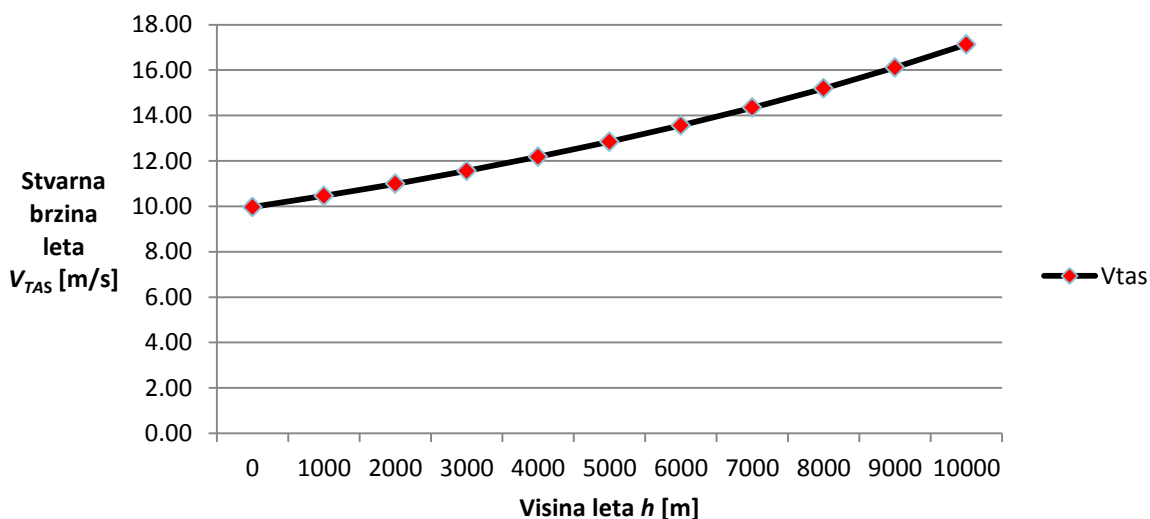
raspon krila $b$ [m]	tetiva krila $c$ [m]	površina krila $S_{ref}$ [m <sup>2</sup> ]	koeficijent uzgona $C_L$ [-]	koeficijent otpota $C_D$ [-]	masa $m$ [kg]
4.2	0.3214	1.35	0.8	0.0343	6.7

**Tablica 15:** Ovisnost visine leta o vrijednostima snage potrebne za horizontalan let i potrošene električne energije

visina $h$ [m]	gravitacija $g$ [m/s <sup>2</sup> ]	gustoća $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	uzgon $L$ [N]	brzina $V$ [m/s]	Snaga za horizontalan let $P_{level}$ [W]	Potrošena snaga $P_{electot}$ [W]	Potrošena električna energija $E_{electot}$ [Wh]
0	9.807	1.225	65.71	9.97	28.08	60.22	1522.97
1000	9.804	1.112	65.69	10.46	29.46	62.16	1571.96
2000	9.801	1.007	65.67	10.99	30.94	64.24	1624.67
3000	9.797	0.9093	65.64	11.56	32.54	66.49	1681.52
4000	9.794	0.8194	65.62	12.18	34.26	68.91	1742.74
5000	9.791	0.7364	65.60	12.84	36.13	71.53	1808.93
6000	9.788	0.6601	65.58	13.56	38.14	74.36	1880.46
7000	9.785	0.59	65.56	14.35	40.32	77.42	1958.05
8000	9.782	0.5258	65.54	15.19	42.69	80.76	2042.31
9000	9.779	0.4671	65.52	16.12	45.28	84.38	2134.07
10000	9.776	0.4135	65.50	17.13	48.10	88.35	2234.38

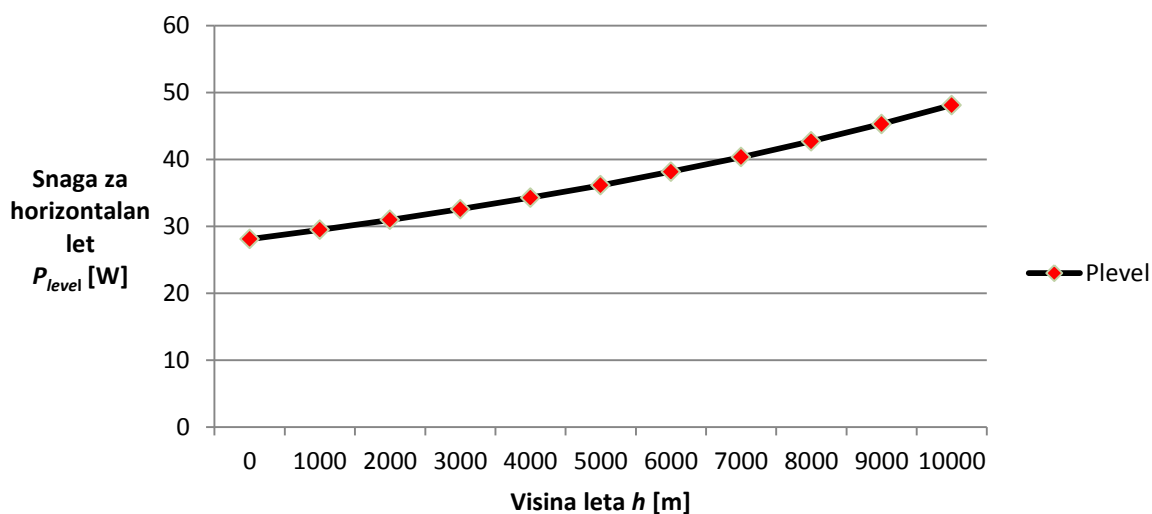
**Tablica 16:** Vrijednosti prosječnog Sunčevog zračenja i maksimalna dobivena energija za područja Zagreba, Dubrovnika i cijele Hrvatske

	Maksimalno sunčevo zračenje $I_{max}$ [W/m <sup>2</sup> ]	Dobivena električna energija $E_{electot\,dobivena}$ [Wh]
Zagreb	1 300	2 054
Dubrovnik	1 700	2 685
Republika Hrvatska	1 500	2 370



**Slika 29:** Ovisnost stvarne brzine leta o visini leta

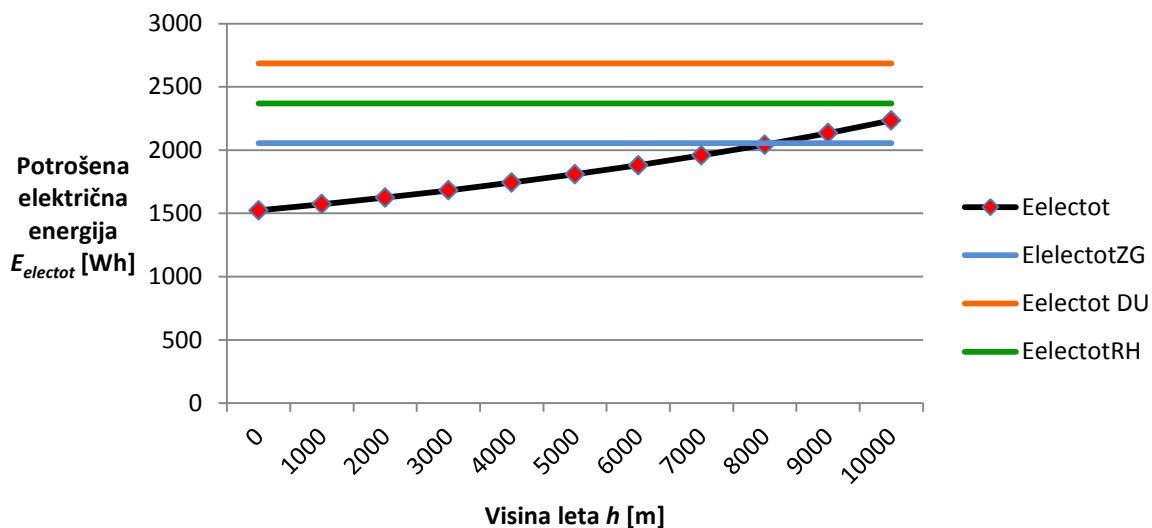
Dijagram na Slici 30 prikazuje ovisnost potrebne snage za horizontalan let i visine leta. Kako je navedena snaga direktno povezana sa stvarnom brzinom leta, jasno je da će i potrebna snaga rasti s porastom visine leta.



**Slika 30:** Ovisnost snage potrebne za horizontalan let o visini leta

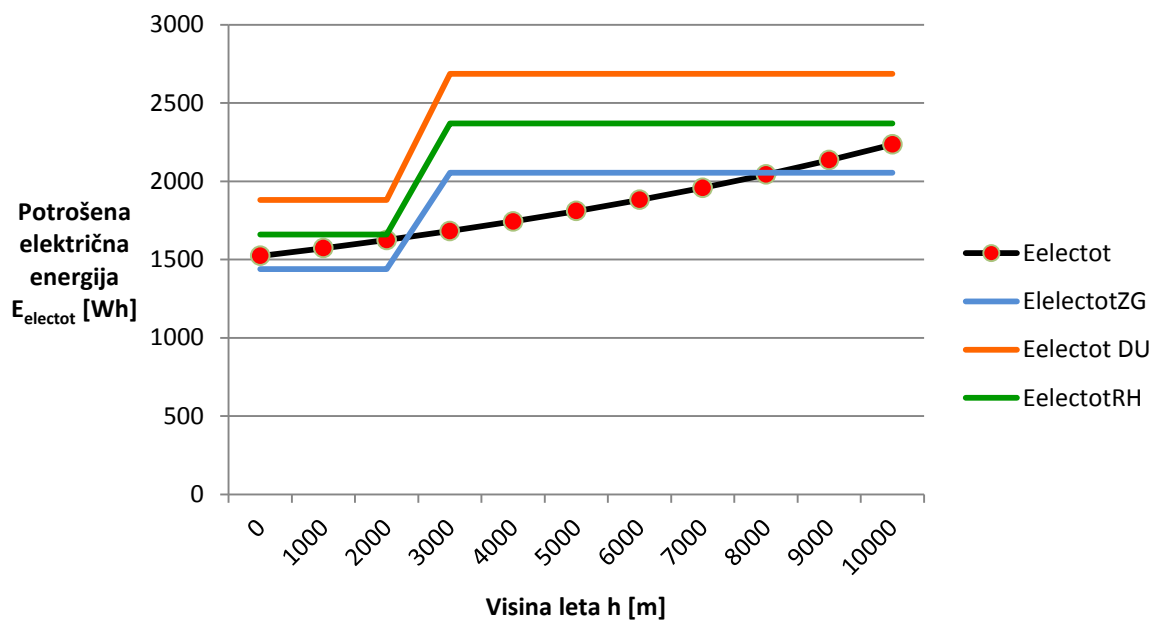
Električna energija koja se troši za horizontalni let i rad svih uređaja direktno je povezana s potrebnom snagom i iz toga se može zaključiti da će se s porastom visine trošiti sve više električne energije. Maksimalna visina do koje zrakoplov može letjeti ograničena je s dvije vrijednosti. Ako se zanemare vremenske neprilike, jedno ograničenje je snaga odabranog motora, a drugo maksimalna energija dobivena od Sunca. Za ovaj konceptualni projekt, snaga motora iznosi 60 W, a maksimalne vrijednosti energije dobivene od Sunca koje uključuju

idealne vremenske prilike bez naoblake, navedene su u Tablici 16 i prikazane u dijagramu na Slici 31. Na visini iznad otprilike 8 000 m na određenim područjima Republike Hrvatske, vrijednost potrebne energije za let premašila bi onu koja je dobivena od Sunca, što znači da bi zrakoplov mogao letjeti samo do te visine.



**Slika 31:** Ovisnost potrošene električne energije o visini leta s prikazanim maksimalnim dobivenim energijama za područja Zagreba, Dubrovnika i Hrvatske

Najrealniju situaciju prikazuje dijagram na Slici 32 u kojem se u obzir uzimaju i nepovoljne vremenske neprilike poput naoblake. Tipova oblaka ima mnogo, a većina onih najgušćih nalazi se do visine od otprilike 3000 m [49]. Zbog toga krivulje koje opisuju dobivene energije od Sunca za područje Zagreba, Dubrovnika i područja cijele Hrvatske do visine od 3000 m uzimaju u obzir naoblaku, odnosno faktor  $\eta_{wthr} = 0.7$  koji je naveden i u konačnoj konfiguraciji zrakoplova, a iznad 3000 m taj faktor iznosi 1, zbog pretpostavke da je sva naoblaka ispod razine leta zrakoplova. Ako se u razmatranje ne uzme promjena učinkovitosti propelera s promjenom visine, već samo prethodno navedena ograničenja, snaga motora i maksimalne dobivene energije od Sunca, optimalna visina leta ovakvog zrakoplova bila bi između 3000 i 8000 m što se može očitati iz dijagrama na Slici 32. Takav let odgovara i činjenici da bi namjena ovakvog zrakoplova bio nadzor određenog područja, objekata i slično, pa ukoliko je vrijeme sunčano, kamera postavljena na zrakoplov omogućila bi kvalitetno snimanje, a zrakoplov bi uspješno obavljao svoju zadaću.



**Slika 32:** Ovisnost potrošene električne energije o visini leta s prikazanim dobivenim energijama za područja Zagreba, Dubrovnika i Hrvatske



## Zaključak

U okviru ovog rada odabrani su elektronički uređaji, komponente pogonske grupe, baterije i fotonaponske ćelije korištene na zrakoplovu, te nakon toga je razmotrena mogućnost izrade male bespilotne letjelice beskonačnog trajanja leta koja bi služila za nadzor određenog područja, ljudi, objekata itd.

Provedena je procjena mase svake komponente zrakoplova koja je bila temelj za provedbu analize aerodinamike. Kroz niz iterativnih koraka određena je konačna konfiguracija zrakoplova s odabranim fotonaponskim ćelijama male mase i što veće učinkovitosti, te baterije male mase i visoke gustoće energije. Svi uređaji navedeni u radu trenutno se nalaze na tržištu i moguće ih je nabaviti, a njihove cijene variraju ovisno o prodajnom mjestu. Komponente pogonske grupe odabrane su na isti način, osim reduktora. Učinkovitost reduktora pronađenog na tržištu mnogo je manja od posebno izrađenog za letjelicu *Sky-Sailor*, a analiza koja je uključivala posebno izrađen reduktor znatno veće učinkovitosti dala je pozitivne rezultate, odnosno, energija koju je zrakoplov trošio za vrijeme horizontalnog leta se smanjila.

Za mogućnost izrade zrakoplova beskonačnog trajanja horizontalnog leta provedena je analiza ukupno potrošene električne energije potrebne za pogon zrakoplova i rad svih uređaja, te uspoređena s analizom ukupne dobivene električne energije. Električna energija dobivena je pretvorbom solarne energije u fotonaponskim ćelijama. Ukupno dobivena energija ovisi o Sunčevom zračenju, a analiza je, prema početnom zahtjevu, provedena za geografsko područje Republike Hrvatske. Kako se Sunčevo zračenje razlikuje i na području Hrvatske, provedene su analize za kopnena i priobalna područja, točnije za Zagreb i Dubrovnik, te za prosječno zračenje na području Hrvatske. Pretpostavljeno trajanje osvjetljenog dijela dana je 12 sati, a Sunčevo zračenje tijekom tog vremena aproksimirano je sinusnom funkcijom zbog različitih vrijednosti zračenja tijekom dana. Važno je uzeti u obzir da je analiza važeća samo za razdoblje između proljetnog i jesenskog ekvinocija, kada osvjetljeni dio dana traje minimalno 12 sati. Od početka jeseni do kraja zime, Sunčevo zračenje traje kraće, bez obzira jesu li vremenski uvjeti izvrsni za let zrakoplova na solarni pogon ili ne.

Razmatrajući konačnu konfiguraciju konceptualnog projekta bespilotne letjelice na solarni pogon uočava se da je ukupno potrošena energija potrebna za horizontalan let manja od

energije koja se može dobiti Sunčevim zračenjem na geografskom području Hrvatske u navedenom razdoblju i za vrijeme vedrog dana, što znači da zrakoplov može letjeti danju i noću bez slijetanja, koristeći isključivo fotonaponske ćelije za pretvorbu solarne energije u električnu i baterije za pohranu energije koja se iskorištava za let noću. Ukoliko se u obzir uzme i umjerena naoblaka i zahtjevi opreme, optimalan let bio bi između 3000 i 8000 metara nadmorske visine. Međutim, kako bi svrha zrakoplova bila nadzor određenog područja, objekata, ljudi i slično, potrebno je izvoditi let za vrijeme vedrog i sunčanog vremena.

## Literatura

- [1] [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/helicopter\\_flying\\_handbook/media/hfh\\_ch02.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook/media/hfh_ch02.pdf)
- [2] Noth A., History of Solar Flight, Autonomous Systems Lab, Switzerland: ETH Zürich, 2008.
- [3] <http://info.solarimpulse.com/en/our-adventure/solar-impulse-2/#.VZP4ckZniM8>
- [4] [https://en.wikipedia.org/wiki/Solar\\_cell](https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_cell)
- [5] <http://www.radionicaarhitecturefranic.hr/solarne%20elektrane.html>
- [6] [https://en.wikipedia.org/wiki/Lithium\\_polymer\\_battery](https://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_polymer_battery)
- [7] <http://malric.weebly.com/2/post/2012/11/istina-i-zabluda-o-baterijama.html>
- [8] <http://www.ms-zagreb.hr/hr/koja-je-razlika-izmedu/20/faq.htm>
- [9] [http://www.allaboutsymbian.com/features/item/15775\\_how\\_do\\_lithium\\_batteries\\_work.php](http://www.allaboutsymbian.com/features/item/15775_how_do_lithium_batteries_work.php)
- [10] <http://www.cnlumos.com/lumos/Products/Lithium%20System/Lithium%20Rechargeable/Lithium%20Ion%20Batteries/Technical%20Support/FAQs%20about%20Lithium%20Ion%20Batteries.pdf>
- [11] Ramm D., Battery Care and Maintenance, Pasco, 2006.
- [12] <https://physicsandsocietybc.files.wordpress.com/2013/04/meriampic.gif>
- [13] [http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial\\_measurement\\_unit](http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_measurement_unit)
- [14] Pedro Castillo, Rogelio Lozano and Alejandro E. Dzul - Modelling and Control of Mini-Flying Machines
- [15] 3DM-GX3-25 Microstrain technical specification
- [16] [http://hr.wikipedia.org/wiki/Global\\_Positioning\\_System](http://hr.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System)
- [17] <http://www.docin.com/p-60675275.html>
- [18] [https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzinomjer\\_zrakoplova](https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzinomjer_zrakoplova)
- [19] <https://store.3drobotics.com/products/airspeed-kit-with-mpxv7002dp>
- [20] <https://hr.wikipedia.org/wiki/Pitot-cijev>
- [21] <https://hr.wikipedia.org/wiki/Visinomjer>
- [22] Altimeter Module MS5607 technical specification
- [23] <http://www.rc-airplane-world.com/radio-control-gear.html>
- [24] [http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_\\_25205\\_\\_ImmersionRC\\_EzUHF\\_8\\_channel\\_Receiver\\_Lite\\_Edition\\_.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__25205__ImmersionRC_EzUHF_8_channel_Receiver_Lite_Edition_.html)
- [25] <http://www.stoneblueairlines.com/hangar/ezuhf-4-channel-lite-receiver.html>

- [26] [https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot#Radio-controlled\\_models](https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot#Radio-controlled_models)
- [27] MicroPilot MP1028 technical specification
- [28] Azur Space S32 technical specification
- [29] <http://uavvision.com/product/cm100-html/>
- [30] <http://www.intechopen.com/source/html/17056/media/image13.png>
- [31] <http://web.mit.edu/~maxcohen/www/SunSailorArt19nov06.pdf>
- [32] <http://www.orbtronic.com/batteries-chargers/panasonic-3400mah-18650-li-ion-battery-cell-ncr18650b>
- [33] Hartney C. J., Design of a small solar-powered unmanned aerial vehicle, San Jose State University, 2011.
- [34] <http://www.maxonmotor.com/maxon/view/content/products>
- [35] EC19 60W motor technical specification
- [36] Planetary Gearhead GP19B technical specification
- [37] ESCON Module 50/4 technical specification
- [38] Dualsky 20 Wooden Propeller technical specification
- [39] Raymer D. P., Aircraft Design: A conceptual Approach 2nd ED., AIAA Education Series, 1992.
- [40] Roskam J., Airplane Design Parts I-VIII, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, 1985.-1990.
- [41] <http://endless-sphere.com/forums/viewtopic.php?f=14&t=48370&start=75>
- [42] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7032-il>
- [43] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0008-il>
- [44] <http://oie.mingo.hr/UserDocsImages/Sunce%20prezentacija.pdf>
- [45] <https://en.wikipedia.org/wiki/V-tail>
- [46] <http://www.robotshop.com/en/mwc-multiwii-flight-controller-uav-arduino-compatible.html>
- [47] <https://www.pololu.com/product/207>
- [48] [https://en.wikipedia.org/wiki/True\\_airspeed](https://en.wikipedia.org/wiki/True_airspeed)
- [49] <http://nenes.eas.gatech.edu/Cloud/Clouds.pdf>
- [50] <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/38800-oswald-efficiency-estimation-function/content/oswaldfactor.m>